

Interner Bericht

DLR-IB-AS-BS-2024-161

**Untersuchungen zu hochgestreckten,
last-geregelten, ultra-effizienten,
intelligenten Flügeln
INTELWI-DLR**

Schlussbericht

Tobias Franziskus Wunderlich

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig



DLR

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt

DLR-IB-AS-BS-2024-161

**Untersuchungen zu hochgestreckten, last-geregelten,
ultra-effizienten, intelligenten Flügeln
INTELWI-DLR**

Schlussbericht

Wunderlich, Tobias Franziskus et al.

Herausgeber:

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

ISSN 1614-7790

Stufe der Zugänglichkeit: 1
Braunschweig, im September 2024

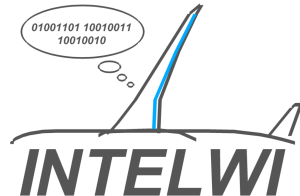
Institutsdirektor:
Prof. Dr.-Ing. Kai Richter

Verfasser:
Dr.-Ing. T. F. Wunderlich et al.

Abteilung: Transportflugzeuge
Abteilungsleiter:
Dr.-Ing. H. Freiherr Geyr von Schweppenburg

Der Bericht enthält:
225 Seiten
166 Bilder
43 Tabellen
115 Literaturstellen

BMWK-Verbundvorhaben



Gefördert durch:



aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Untersuchungen zu hochgestreckten, last-geregelten, ultra-effizienten, intelligenten Flügeln INTELWI-DLR

Schlussbericht

30. Juli 2024



**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Verbundprojekt: INTELWI
Verbundführer: Airbus Operations GmbH
Verbundpartner: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Förderkennzeichen: 20A1903L
Vorhabenbeschreibung: Hochgenaue Produktoptimierungsfähigkeiten zur Entwicklung eines intelligenteren und effizienteren Entwicklungsprozesses
Laufzeit des Vorhabens: 01.03.2020 bis 31.12.2023
Berichtszeitraum: 01.03.2020 bis 31.12.2023
Projektleitung: Dr.-Ing. Olaf Brodersen, Dr.-Ing. Tobias Wunderlich

Autoren des Berichts:

Dr.-Ing Tobias Franziskus Wunderlich	Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
M. Sc. Jasper Bussemaker	Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt
M. Sc. Markus Dino Krengel	Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Dipl.-Ing. Martin Kruse	Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Dr. Dr. Marco Weiss	Institut für Instandhaltung und Modifikation
M. Sc. Kuharaaj Govindan	Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
M. Eng. Boris Micheli	Institut für Aeroelastik
M. Sc. Juan Alberto Franco	Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
M. Sc. Sascha Dähne	Institut für Systemleichtbau
M. Sc. Sascha Lübbe	Institut für Flugsystemtechnik
M. Sc. Simon Schulz	Institut für Systemdynamik und Regelungstechnik
Dipl.-Ing. Christian Wallace	Institut für Flugsystemtechnik
M. Sc. Kolja Michel	Institut für Systemdynamik und Regelungstechnik
M. Sc. Markus Zimmer	Institut für Aeroelastik
M. Sc. Ann-Kathrin Koschlik	Institut für Instandhaltung und Modifikation
Dipl.-Ing. Maria Moix-Bonet	Institut für Systemleichtbau
Dr.-Ing Sebastian Freund	Institut für Systemleichtbau

Zusammenfassung

Im Verbundvorhaben INTELWI wurden vom DLR Technologien des hochgestreckten, adaptiven und intelligenten Flügels für effiziente Verkehrsflugzeuge untersucht. Dazu wurde ein effizientes Langstreckenverkehrsflugzeug mit hochgestrecktem Flügel multidisziplinär entworfen und optimiert. Der zugehörige Flügelentwurf ist unter Berücksichtigung realistischer und mit dem Flugzeughersteller Airbus abgestimmten Nebenbedingungen und Basistechnologien nach aktuellem Stand der Technik erfolgt und bildet die Referenz für die zu untersuchenden Technologien des adaptiven Flügels. Die Evaluierung des Flugzeugentwurfs zeigte einen in der Größenordnung von 10% geringeren Kraftstoffverbrauch und der damit verbundenen CO₂-Emissionen gegenüber heutigen Verkehrsflugzeugen. Durch den Entwurf und die Bereitstellung des Referenzflugzeugs im Verbund, konnten die einzelnen Technologien dort integriert, deren Potentiale im Detail untersucht und anschließend auf Gesamtflugzeugebene bewertet werden.

Mit den für den adaptiven Flügel ausgewählten Technologien der Manöverlastreduktion konnte im Rahmen der multidisziplinären Flügeloptimierung eine Reduzierung der Strukturmasse in der Größenordnung von 600kg erzielt werden. Mit der Anpassung der Auftriebsverteilung durch optimale Steuerflächenausschläge an der Flügelhinterkante konnte die Flugleistung im Reiseflug unter Berücksichtigung der elastischen Flügelverformungen weiter gesteigert werden. Die Optimierung des adaptiven Flügels resultierte in einer Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs in der Größenordnung von 4% gegenüber dem Referenzflugzeug. Diese Ergebnisse konnten auf Gesamtflugzeugebene bestätigt werden.

Zusätzlich wurden Technologien zur aktiven Böenlastreduktion unter Nutzung eines Systems zum frühzeitigen Detektieren von Böen, von geeigneten Architekturen für die Flugzeugsysteme mit multifunktionalen Steuerflächen im Hinblick auf Systemmassen, Leistungs- und Bauraumbedarf und neuartige Strukturtechnologien lokal beulender Hautfelder untersucht, welche weitere Potentiale zur Last- und Strukturmassenreduzierung aufzeigt haben. Eine Studie zur Böenlastreduktion zeigte, dass die Auftriebserhöhung infolge einer Vertikalböe mit einem geeigneten Ausschlag der Hinterkantenklappe fast vollständig angesteuert werden kann.

Eine Software zur Anwendung der Methode des „Model-Based System Engineering“ (MBSE) wurde im Projekt entwickelt und zum Beispiel auf die Beschreibung der Architektur des Flugsteuerungssystems angewendet. Der Flugzeuggesamtentwurf wurde um die Funktionalitäten zur Modellierung der Lastabminderung unter Berücksichtigung der Strukturdimensionierung des Flügelkastens, der Flügelverformung und der vereinfachten Flugregelung erweitert. Die entsprechende Anwendung auf den hochgestreckten Flügel wurde demonstriert. Die multidisziplinäre Entwurfsoptimierung des hochgestreckten Flügels basierend auf hochgenauen Simulationsverfahren erfolgte mit einem effizienten gradientenfreien Prozess, welcher hier erstmalig in Kombination mit dem inversen Flügelentwurfverfahren erfolgreich eingesetzt wurde. In diesem Prozess konnten neben der Profil- und Flügelgeometrie auch die Steuerflächenausschläge zur Lastreduktion und Steigerung der Flugleistung optimiert werden. Im Bereich der Flugregelung wurden die Methoden zum Reglerentwurf basierend auf der Modellierung eines LIDAR-Systems zur frühzeitigen Detektion von Böen und einer Lastreduktion durch aktive Steuerflächenausschläge weiterentwickelt. Eine Modellierung von innovativen und dezentralen „Remote Electronic Units“ (REU) und die Integration realistischer Aktuatormodelle und deren Integration in die Simulationsumgebung ist erfolgt. Weiterhin wurden neuartige Prozesse für Überwachungs- und Wartungsansätze zum „Structural Health Monitoring“ entwickelt und demonstriert.

Inhaltsverzeichnis

1	Übersicht	7
1.1	Stand im Vergleich zur Planung	7
1.2	Status der Meilensteine	8
1.3	Fachliche Arbeiten (Kurzfassung)	10
2	Bezeichnungen	19
3	Einleitung	25
4	Ergebnisse	27
4.1	AP 0 Projektmanagement	27
4.2	AP 1.1 MBSE-basierte Prozesse und Modellierungen	28
4.2.1	Spezifikation der Schnittstellen	28
4.2.2	Initiale MBSE-Umgebung	29
4.2.3	Verfeinerte MBSE-Umgebung	30
4.2.4	Finale MBSE-Umgebung	31
4.2.5	Anforderungskatalog für das Flugsteuerungssystem	31
4.3	AP 1.2 MBSE Software-Integration für Overall Aircraft Design	34
4.3.1	Modul für den Flugzeuggesamtentwurf für die MBSE-Umgebung	34
4.3.2	Vorentwurfsverfahren mit Lastabminderungsfunktion	34
4.3.3	MBSE-System, erste Version	44
4.3.4	MBSE-System, zweite Version	44
4.4	AP 1.3 Referenzflügel und Gesamtflugzeug mit Basistechnologien	46
4.4.1	Referenzflugzeug in konventioneller Technologie	46
4.4.2	Referenzflugzeug mit hochgestrecktem Flügel (HARW)	47
4.4.3	Evaluierung des Gesamtflugzeuges hochgestreckter Flügel	68
4.5	AP 2.1 Flugphysikalische Technologien	97
4.5.1	RANS/LFD geeignetes CAD-Model	97
4.5.2	RANS/LFD Basisnetzte	98
4.5.3	Initiale ROMs für ausgewählte Steuerflächen	98
4.5.4	Finale ROMs und Dokumentation	100
4.5.5	Dokumentation von Entwurfsprozess und Flattern	105
4.5.6	Dokumentation der Flatterregelung	109
4.6	AP 2.2 Strukturtechnologien	113
4.6.1	Bereitstellung der Strukturoptimierung	113
4.6.2	Bereitstellung der Strukturoptimierung mit überkritischen Hautfeldern	115
4.6.3	Integration in den Aero-Struktur-Prozess	116
4.7	AP 2.3 System-, Sensor- und Steuerungstechnologien	118
4.7.1	Anforderungskatalog für das Flugsteuerungssystem	118

4.7.2	Beschreibung von Systemarchitekturen für die Flugsteuerung	120
4.7.3	Masse, Abmessungen, finale Systemarchitektur (Lastminderung)	121
4.7.4	Load Monitoring System	124
4.7.5	Hybrides Überwachungssystem	128
4.7.6	Konzept Zustandsüberwachung	128
4.7.7	Zentrale Basis-Reglerarchitektur	129
4.7.8	Auslegungsworkflow für zentrale Basis-Reglerarchitektur	135
4.7.9	Lastminderungsergebnisse der zentralen Reglerfunktionen	136
4.7.10	Dezentrale Reglerarchitektur	142
4.8	AP 3.1 „Use Case Cruise“ - Intelligente Lastabminderung	147
4.8.1	Definition der Anforderungen	147
4.8.2	Untersuchungen zum Parameterraum (Design Space Exploration)	150
4.8.3	Technologieauswahlprozess	154
4.8.4	Dokumentierung der Optimierungsergebnisse	155
4.8.5	Evaluierung des Gesamtflugzeuges - optimierter Flügel	167
4.9	AP 3.3 „Use Case Operations“ - Structural Health Monitoring im Flug	171
4.9.1	Unterstützung in der Definition der Anforderungen	171
4.9.2	Konzept für Überwachungssystem	171
4.9.3	Nachweis des Konzepts auf Elementebene	180
4.9.4	Systemübergreifende Datenfusion	182
4.9.5	Zustandsüberwachung von Flugzeugstrukturen	185
4.9.6	Übertragung auf Gesamtflügel	187
5	Veröffentlichungen und Vorträge	195
6	Anhang	197
6.1	Vorgehen in der Wirtschaftlichkeitsbewertung	197
6.1.1	Grundgerüst der ökonomischen Lebenszyklusbilanz (LCC)	197
6.1.2	LCC-Koppelung mit dem Flugzeugentwurf	197
6.1.3	Modellierung der Ausgaben und Einnahmen des Flugzeugbetreibers	199
6.1.4	Flugzeugbetriebsprofil über den Lebenszyklus	205
6.1.5	Grundgerüst der ökonomischen Lebenszyklusbilanz des Herstellers	209

1 Übersicht

1.1 Stand im Vergleich zur Planung

Das Verbundvorhaben INTELWI ist im März 2020 gestartet und das erste Treffen im Verbund („Kick-off Meeting“) fand im Mai 2020 als virtuelle Veranstaltung statt. Nach entsprechenden Absprachen mit den Verbundpartnern und innerhalb des DLR sind die Arbeiten in allen Arbeitspaketen erfolgreich gestartet.

Das Verbundvorhaben wurde in den Jahren 2021 und 2022 erfolgreich fortgesetzt. In allen Arbeitspaketen mit DLR-Beteiligung konnten Fortschritte erzielt werden. Die benötigte Abstimmung mit den Verbundpartnern wurde durch vom Verbundführer Airbus organisierte regelmäßige Besprechungen, zwei Verbundpartnertreffen und die Jahrestreffen ermöglicht.

Die in AP 2.1 für die Entwicklung der hochgestreckten Konfiguration mit und ohne aktive Lastabminderung eingesetzten Methoden wurden in Absprache mit dem Verbundführer angepasst. Entgegen der ursprünglichen Planung kam kein gradientenbasiertes Optimierungsverfahren zum Einsatz, weil diese Methode noch nicht vollständig einsatzbereit war. Um dennoch die Projektziele zu erreichen, wurde der Entwurf unter Einsatz der bestehenden MDO-Prozesskette in Kombination mit dem inversen 3D-Entwurfsverfahren durchgeführt. Hierbei blieb der Gesamumfang der Arbeiten gegenüber der ursprünglichen Planung unverändert.

Der für das Projekt zentrale Meilenstein der Bereitstellung des Referenzflugzeugs mit dem hochgestreckten Flügel wurde mit einer Verzögerung von 4 Monaten gegenüber der Planung erreicht. Einige Arbeiten konnten somit erst mit einer entsprechenden Verzögerung beginnen, wobei diese Verzögerungen bis zum Projektende wieder aufgeholt werden konnten. Die meisten Arbeiten der Verbundpartner, welche auf dem Referenzflugzeug aufbauen, konnten trotz dieser Verzögerung rechtzeitig beginnen.

Im Jahr 2023 konnten alle technischen Arbeiten im ersten Hauptarbeitspaket mit dem Erreichen der geplanten Projektziele erfolgreich abgeschlossen werden. In HAP 2 sind die Arbeiten mit einer Verzögerung von 8 Monaten gegenüber der Planung gestartet und trotz dieser Verzögerung wurden alle Meilensteine bis zum Projektende erreicht.

Die Bearbeitung der Anwendungsfälle erfolgte in HAP 3. Die aus den Verzögerungen in HAP 2 resultierenden Verzögerungen konnten teilweise aufgeholt werden und durch die beantragte Projektverlängerung konnten die Projektziele bis zum Projektende vollumfänglich erreicht werden.

Beim Anwendungsfall „Intelligente Lastabminderung“ wurden einige Anpassungen der geplanten Arbeiten vorgenommen. Auf Wunsch des Verbundführers Airbus wurden die Arbeitsinhalte zur Untersuchung des Parameterraums dahingehend angepasst, dass auf Seiten des DLR eine umfangreiche Parameterstudie mit der Variation der Flügelstreckung erfolgt ist. Ausgehend von den hierbei vom DLR ausgelegten und den Verbundpartnern bereitgestellten Strukturmodellen, konnten Flutteruntersuchungen und weiterführende Untersuchungen zur aktiven Flutterunterdrückung durchgeführt werden. Die ursprünglich geplanten Arbeiten des DLR zur intelligenten Lastabminderung werden dazu im Bereich der Anwendung des Lastenprozesses

auf die grundsätzlichen Untersuchungen beschränkt und durch weitere Arbeiten im Bereich der multidisziplinären Flügeloptimierung ergänzt. Der Meilenstein AP3100-DLR-05 "Dokumentierung der Flugsteuerungsergebnisse" entfällt aufgrund dieser Anpassung der Arbeitsinhalte ersatzlos.

Beim Anwendungsfall „Structural Health Monitoring“ sind die Arbeiten mit zum Teil beträchtlichen Verzögerungen gestartet. Durch die kostenneutrale Verlängerung der Projektlaufzeit bis Ende 2023 konnte die Verzögerungen vollständig aufgeholt werden und alle Meilensteine wurden bis zum Projektende erreicht.

Trotz der erschwerten Randbedingungen zu Beginn des Projektes ist es dem Verbundführer Airbus gelungen, das Vorhaben mit der ursprünglichen Zielsetzung fortzusetzen und die Arbeiten voranzubringen. In vielen Bereichen konnten die Arbeiten mit Erreichen der geplanten Projektziele dem ursprünglichen Zeitplan entsprechend abgeschlossen werden. Um in den Bereichen mit größeren Abhängigkeiten und den damit verbundenen zusätzlichen Verzögerungen die Projektziele vollumfänglich erreichen zu können, wurde eine kostenneutrale Verlängerung des Verbundvorhabens von den Verbundpartnern bis Ende 2023 beantragt. Mit dieser geplanten Verlängerung des Projektes wurden alle Projektziele bis zum Projektende erreicht.

1.2 Status der Meilensteine

- Erfüllte Meilensteine
 - AP 1.1 MBSE-basierte Prozesse und Modellierungen
 - AP1100-DLR-01
 - AP1100-DLR-02
 - AP1100-DLR-03
 - AP1100-DLR-04
 - AP1100-DLR-05
 - AP 1.2 MBSE Software-Integration für Overall Aircraft Design
 - AP1200-DLR-01
 - AP1200-DLR-02
 - AP1200-DLR-03
 - AP1200-DLR-04
 - AP 1.3 Referenzflügel und Gesamtflugzeug mit Basistechnologien
 - AP1300-DLR-01
 - AP1300-DLR-02
 - AP1300-DLR-03
 - AP 2.1 Flugphysikalische Technologien
 - AP2100-DLR-01
 - AP2100-DLR-02
 - AP2100-DLR-03
 - AP2100-DLR-04

- AP2100-DLR-05
- AP2100-DLR-06
- AP2100-DLR-07
- AP2100-DLR-08
- AP2100-DLR-09
- AP 2.2 Strukturtechnologien
 - AP2200-DLR-01
 - AP2200-DLR-02
- AP 2.3 System-, Sensor- und Steuerungstechnologien
 - AP2310-DLR-01
 - AP2310-DLR-02
 - AP2310-DLR-03
 - AP2320-DLR-01
 - AP2320-DLR-02
 - AP2320-DLR-03
 - AP2330-DLR-01
 - AP2330-DLR-02
 - AP2330-DLR-03
- AP 3.1 „Use Case Cruise“ - Intelligente Lastabminderung
 - AP3100-DLR-01
 - AP3100-DLR-02
 - AP3100-DLR-03
 - AP3100-DLR-04
 - AP3100-DLR-06
- AP 3.3 „Use Case Operations“ - Structural Health Monitoring im Flug
 - AP3300-DLR-01
 - AP3300-DLR-02
 - AP3300-DLR-03
 - AP3300-DLR-04
 - AP3300-DLR-05
- Entfallene Meilensteine
 - AP3100-DLR-05 (siehe Abschnitt 1.1)
- Offene Meilensteine
 - keine

1.3 Fachliche Arbeiten (Kurzfassung)

- AP 1.1 MBSE-basierte Prozesse und Modellierungen
 - Eine erste Version der webbasierten MBSE Umgebung wurde mit folgenden Funktionalitäten veröffentlicht:
 - Erstellung von Modellen für Interessenvertreter, Bedarfe und Anforderungen,
 - Möglichkeit zur gemeinsamen Modellerstellung in der webbasierten Umgebung,
 - Automatische Verifikation der Modelle und Export im SysML-Format.
 - Die entwickelte MBSE Umgebung wurde zur Definition der Anforderungen an das Flugsteuerungssystem verwendet.
 - Die finale Version der MBSE-Umgebung wurde erstellt und enthält Anpassungen basierend auf den Rückmeldungen aus der Nutzung der ersten Versionen.
 - Es wurden mehrere Punkte für weitere Verbesserungen identifiziert, welche hauptsächlich die Benutzeroberfläche, die Korrektheit automatisch generierter Anforderungsbeschreibungen und die Schnittstellen zu externen Anforderungsmanagement-Programmen betreffen.
 - Die finale Version der MBSE-Umgebung wurde veröffentlicht:
 - Methodik zur Modellierung des Entwurfsraums von Architekturen,
 - Aktuell in die kollaborative Umgebung integrierte Werkzeuge: ADORE,
 - Für die Fernauswertung wurde eine dateibasierte Frage-Antwort-Schnittstelle entwickelt.
 - Es wurde ein Architekturmodell des Flugsteuerungssystems (FCS) erstellt.
 - Der Anforderungskatalog für das Flugsteuerungssystem wurde als MBSE-Modell in Kooperation mit den anderen Arbeitspaketen fertig gestellt.
- AP 1.2 MBSE Software-Integration für Overall Aircraft Design
 - MBSE Software-Integration
 - Die in AP 1.1 entwickelte MBSE Umgebung wurde um die Funktionalität zur Erstellung von Funktionsmodellen erweitert:
 - * Gemeinsame Modellierung von MDAO-Prozessen basierend auf CPACS,
 - * Integration des MDAX-Werkzeugs für die Modellierung von MDAO-Prozessen.
 - MDAX wurde zur Modellierung der in AP 1.3 eingesetzten Prozesskette zur multidisziplinären Flügeloptimierung verwendet.
 - Die kollaborative MBSE-Umgebung von AP 1.1 wurde um folgende Prozessmodellierungsfunktionen erweitert:
 - * Integration von MultiLinQ zur Verbindung von Architekturmodellen mit CPACS-basierten MDAO-Workflows.
 - Unter Verwendung von MultiLinQ wurde die Verbindung eines Architekturmodells mit dem Programmablauf der in Arbeitspaket 1.3 verwendeten Prozesskette

zur multidisziplinären Flügeloptimierung modelliert.

- Flugzeuggesamtentwurf mit Lastabminderung
 - Es wurde eine funktionsfähige Version des Frameworks zur Integration von Lastabminderung in den Vorentwurf erstellt.
 - Der Prozess wurde mit und ohne einfache Manöverlastabminderung am Beispiel von über 700 Flugzeugentwürfen getestet.
 - Die Entwicklung des Vorentwurfsverfahren mit Lastabminderungsfunktion wurde erfolgreich abgeschlossen:
 - * Weiterentwicklung der Module zur Bestimmung der Lasten des elastischen Flugzeugs mit und ohne Lastabminderungsfunktion und zur Strukturdimensionierung wurde vervollständigt,
 - * Integration der entwickelten Module in einen Flugzeugvorentwurfsprozess ist abgeschlossen.
 - Die Anwendung des erstellten Vorentwurfsverfahrens für die Optimierung des Flügels mit und ohne Lastabminderung am Beispiel des Referenzflugzeugs ist erfolgt.
- AP 1.3 Referenzflügel und Gesamtflugzeug mit Basistechnologien
 - Entwurf des Referenzflugzeugs
 - Für das Referenzflugzeug mit Basistechnologien wurden die Anforderungen und die Entwurfsziele für den Flügelentwurf definiert.
 - Ausgehend von den Anforderungen für das Referenzflugzeug wurden parametrische Modelle für den multidisziplinären Flügelentwurf basierend auf hochgenauen Simulationsverfahren erstellt. Dies beinhaltet die Erstellung des parametrischen CAD-Modells, des aerodynamischen Rechnetzes und des Strukturmodells.
 - Auf Basis des festgelegten Entwurfsraums und der geometrischen Nebenbedingungen für die Steuerflächen- und Fahrwerksintegration wurde der Flügelgrundriss für den hochgestreckten Flügel bestimmt.
 - Der Flügelgrundriss des hochgestreckten Flügels wurde mit dem Verbundführer Airbus abgestimmt und soll als Basis für die Forschungsarbeiten am lastgeregelten, ultra-effizienten, intelligenten Flügel im Verbund dienen.
 - Das Basisreferenzflugzeug mit gewöhnlicher Flügelstreckung wurde final definiert und entworfen.
 - Die Verwindungsverteilung des hochgestreckten Flügels der Referenzkonfiguration wurde im Hinblick auf minimalen Kraftstoffverbrauch multidisziplinär optimiert.
 - Die Profilierung des hochgestreckten Flügels wurde mittels inversen Entwurfsverfahrens nachgeführt.
 - Die Referenzkonfiguration mit hochgestrecktem Flügel wurde für die Partner bereitgestellt.

- Optimierungen von Steuerflächenausschlägen des intelligenten Flügels zur Steigerung der Flugleistung sind erfolgt.
- Die Evaluierung des Gesamtflugzeuges mit hochgestrecktem Flügel ist erfolgt. Probleme im aerodynamischen Entwurf wurden identifiziert und weitgehend gelöst.
- Betriebswirtschaftliche Bewertung des Referenzflugzeugs
 - Benötigte Off-Design Missionsdaten wurden für die Wirtschaftlichkeitsberechnung erzeugt und bereitgestellt.
 - Ein Rahmenwerk (Multi-Technologie-Demonstrator) zur lebenszyklusbasierten Wirtschaftlichkeitsbewertung aus Betreibersicht wurde erstellt und verifiziert.
 - Das Referenzflugzeug ohne hochgestreckten Flügel wurde in den MTD eingearbeitet und analysiert. Dazu wurden die Ergebnisse des Gesamtentwurfs (DLR-AS) in die Bewertungskennzahlen NPV und IRR überführt.
- Evaluierung und Überarbeitung des Referenzflugzeugs
 - Im Rahmen der Evaluierung wurde die Referenzkonfiguration überarbeitet, um die Anforderungen an den Maximalauftrieb im Langsamflug zu erfüllen sowie einen ausreichenden Abstand zur Schüttelgrenze (buffet margin) zu erreichen.
 - Die Parametrisierung des hochgestreckten Flügels wurde erweitert und für die Anwendung von hochgenauen aerodynamische Simulationsverfahren verbessert.
 - Die aerodynamischen Eigenschaften der Referenzkonfiguration wurden unter Berücksichtigung der statischen aeroelastischen Flügelverformung für das getrimmte Flugzeug unter Verwendung hochgenauer Simulationenverfahren ermittelt.
 - Die statische Längsstabilität im Reiseflug wurde in für das getrimmte Flugzeug in Abhängigkeit von Auftriebsbeiwert und Schwerpunktlage untersucht.
 - Die Auslegungskriterien für die strukturmechanische Vorauslegung des Flügels in Faserverbundbauweise wurden entsprechend der mit den Verbundpartnern abgestimmten Festigkeitskennwerten angepasst und in der multidisziplinären Flügeloptimierung verwendet.
 - Die strukturmechanischen Eigenschaften des dimensionierten Flügelkastens der Referenzkonfiguration wurden ausgewertet, dokumentiert und den Projektpartner vorgestellt.
 - Eine Bewertung der Flugleistung und Effizienz des Referenzflugzeugs ist erfolgt und der spezifische Kraftstoffverbrauch wurde mit Daten aktueller Langstreckenverkehrsflugzeuge verglichen.
- Betriebswirtschaftliche Bewertung der Lastabminderungstechnologie
 - Auf Basis der Optimierungen mit dem Vorentwurfsverfahren wurden Daten für die ökonomische Bewertung des Referenzflugzeugs ohne und mit Berücksichtigung von Technologien zur Lastabminderung bereitgestellt.
 - Im Rahmen einer ökonomischen Bewertung wurden die Referenzkonfiguration mit hochgestrecktem Flügel mit einem Referenzflugzeug konventioneller Flü-

gestreckung hinsichtlich der zu erzielenden Rendite verglichen und Ergebnisse zum Einfluss der Lastabminderungstechnologien auf die Rendite erzielt.

- AP 2.1 Flugphysikalische Technologien
 - Ersatzmodelle für dynamische Steuerflächenausschläge
 - Für die Erstellung der Ersatzmodelle für die dynamischen Steuerflächenausschläge (ROMs) wurden zwei repräsentative Flügelschnitte ausgewählt.
 - Die Geometrien der Profilschnitte und der zugehörigen Steuerflächen wurden für die aerodynamische Simulation vernetzt.
 - Der Parameterbereich für die Steuerflächengröße, die Ausschlagswinkel und die Flugbedingungen wurde für die zu erzeugenden Ersatzmodelle festgelegt.
 - Ersatzmodelle für dynamische Steuerflächenausschläge mit Böeninteraktion
 - Für die Erstellung der finalen Ersatzmodelle für die Simulation von dynamischen Steuerflächenausschlägen mit Böeninteraktion (ROMs) wurde ein repräsentativer Flügelschnitt der Referenzkonfiguration ausgewählt und die entsprechende Profilgeometrie wurde für die aerodynamischen Simulationen vernetzt.
 - Die Netzdeformation wurde erfolgreich auf die Simulation von Klappenausschlägen der Kippnase (droop nose) mit moderaten Ausschlagswinkeln übertragen.
 - Der Parameterbereich für die Flugbedingungen, Ausschlagswinkels der Steuerflächen und der Böenlängen wurde für die Erzeugung der finalen Ersatzmodelle festgelegt.
 - Die finalen Ersatzmodelle wurden für den definierten Parameterbereich erstellt.
 - Für verschiedene Böenlastfälle wurde die Fähigkeit zur aktiven Lastreduktion unter Verwendung einer Hinterkantenklappe und eines Vorflügels mit den erzeugten Ersatzmodellen für den repräsentativen Profilschnitt der Referenzkonfiguration demonstriert.
 - Untersuchung von Flattern in Abhängigkeit von der Flügelstreckung
 - Ausgehend von den dimensionierten Strukturmodellen des Flügels, welche aus einer Variation der Flügelstreckung des Referenzflugzeug stammen, wurden die für die Flutteruntersuchungen benötigten aeroelastischen Modelle erstellt.
 - Es wurden dynamische aeroelastische Instabilitäten und das Auftreten von Flattern innerhalb des Flugbereichs bei allen untersuchten Flügelstreckungen identifiziert.
 - Es wurden Lösungsvorschläge für eine Modifikation der Steifigkeiten der Pylonstruktur und des Flügelkastens zur Vermeidung von Flattern erarbeitet.
 - Verschiedene numerische Methoden zur Identifizierung der Schüttelgrenze (URANS und RANS + GSA) wurden am Beispiel eines Flügelprofils untersucht.
 - Für die Untersuchungen von Methoden zur aktiven Flutterunterdrückung wurde ein aeroservoelastisches Modell des Referenzflugzeugs erstellt.
 - Mit der Anwendung eines mit Funktionen zur aktiven Flutterunterdrückung modifizierten Flugreglers konnte für einen ausgewählten Flugpunkt und Massen-

fall die erfolgreiche Unterdrückung von Flattern im Flugbereich demonstriert werden.

- AP 2.2 Strukturtechnologien

- Es wurde ein Prozess für die Strukturdimensionierung und -optimierung des Flügelkastens in Faserverbundbauweise für die multidisziplinäre Flügeloptimierung bereitgestellt.
- Der Prozess für die Strukturdimensionierung und -optimierung des Flügelkastens wurde um die Fähigkeit lokal beulende Hautfelder zu erlauben erweitert und für die multidisziplinäre Flügeloptimierung bereitgestellt.

- AP 2.3 System-, Sensor- und Steuerungstechnologien

- AP 2.3.1: Multifunktionales Flugsteuerungssystem

- Die Methodiken zur Bewertung der Zuverlässigkeit verschiedener Systemarchitekturen wurden für den Architekturentwurf genutzt.
- Der Anforderungskatalog für die Flugsteuerungsaktuatorik wurde fertiggestellt.
- Die Definition einer verlässlichen elektrifizierten Flugsteuerungssystemarchitektur wurde abgeschlossen.
- Eine Vorstellung der Flugsteuerungssystemarchitektur im Verbund ist erfolgt.
- Bewertung der FCS-Systemarchitekturen wurde in Hinblick auf Systemmassen, Leistungsbedarf und Bauraumbedarf durchgeführt.

- AP 2.3.2: SAP Intelligentes Komponenten-Netzwerk

- Es wurde eine Recherche für eine Lastenschätzer-Architektur zur Schätzung von Schnittlasten, die während realer Flugmission in der Flugzeugstruktur wirken durchgeführt. Die Schätzung soll auf Flugzeugparametern basieren, die durch standardmäßig an einem kommerziellen Flugzeug verbaute Sensoren gemessen werden.
- Aufbau eines physikalischen Modells für einen Strukturlastenschätzer bestehend aus einem dynamischen flexiblen Flugzeugmodell erweitert mit einem Böenzonenmodell zur Approximation von atmosphärischen Störungen, die während Flugmission auf das Flugzeug wirken
- Integration des physikalischen Modells in Kalman-Bucy Beobachter Architektur, welche grundlegende Architektur des Strukturlastenschätzers ist sowie Optimierung der Beobachter spezifischen Parameter
- Verifikation des gesamten Lastenschätzers anhand von simulierten diskreten Böen sowie kontinuierlicher Turbulenz und Bewertung der Schätzgenauigkeit anhand von Ermüdungskriterium („Equivalent Damage Loads“)
- Es wurde ein Konzept für die Zustandsüberwachung zur Schadensanalyse und Prognose der Restlebenszeit ausgearbeitet und die benötigten Schnittstellen wurden definiert.
- Es wurde ein für die Zustandsüberwachung benötigtes parametrisches Schadensmodell entwickelt.

- AP 2.3.3 Lastabminderung und Flugregelung
 - Für die Lastabminderungsregelung basierend auf verteilten Beschleunigungs- und Drehratensensoren wurde eine Flugzeugkonfiguration ausgewählt.
 - Die Umsetzung der dezentralen Reglerarchitektur in der Simulationsumgebung ist erfolgt..
 - Die Regelparameter wurden optimiert mit dem Ziel der Reduktion der böen-induzierten flexiblen Beschleunigung des Flügels.
 - Es konnte mit der dezentralen Reglerarchitektur eine Reduktion der Beschleunigungen erzielt werden. Daraus resultiert eine Verringerung der Biegemomente am Flügel.
 - Es wurde eine Reglerarchitektur erarbeitet, welche sowohl die direkte Regelung am Aktuator mittels der bei der REU gewonnen Sensordaten, als auch eine Regelung über einen zentralen Bordrechner, der die Daten des gesamten Sensornetzwerks verarbeitet, unterstützt.
 - Es ist eine Weiterentwicklung und Modularisierung des Auslegungsworkflows zur Synthese von Lidar-basierten „Feedforward“-Reglerfunktionen und „Feedback“-Reglerfunktion zwecks Böenlastminderung aus den Vorprojekten erfolgt.
 - Die Module innerhalb der vor der Reglersynthese notwendigen Modellprozessierung („Postprocessing“) sind deutlich erweitert und flexibilisiert worden.
 - Die Erstellung von 54 linearen Zustandsraummodellen des flexiblen dynamischen Flugzeugs zur Einbettung in den Auslegungsprozess für den Entwurf von Böenlastabminderungsreglern ist erfolgt.
 - Es wurde eine flexible und modularisierte Simulationsumgebung (aeroservoelastischen Flugzeugmodell, Lidar-Sensormodellierung und Windschätzalgorithmus etc.) zur Evaluation von Böenlastminderungsreglern entworfen und allen Partnern des Arbeitspakets zur Verfügung gestellt.
 - Die Struktur der gesamten Basis-Reglerarchitektur wurde final definiert und die Simulationsumgebung so vorbereitet, dass alle beteiligten Regler (zentraler Lidar-basierter „Feedforward“-Regler und zentraler „Feedback“-Regler) sowie dezentrale Regelschleifen direkt integriert werden können.
 - Die Integration der innovativen und dezentralen „Remote Electronic Units“ (REU) von Liebherr zur dezentralen Messung der Flugzeugantwort auf Böendurchflüge und dezentralen (schnellen) Regelung der Querruder zur Böenlastreduktion ist abgeschlossen.
 - Die Integration realistischer (nichtlineare Dynamik) Liebherr-Aktuatormodelle ist abgeschlossen.
 - Die Aufbereitung der aeroelastischen Flugzeugmodelle (54 Linearmodelle der Airbus XRF-1 Konfiguration) zur Integration in die Simulationsumgebung ist abgeschlossen. Die Modelle sind final integriert worden und stehen für Böenlastsimulationen zur Verfügung.
 - Es konnte mit der zentralen Reglerarchitektur eine deutliche Reduktion des

Biegemoments am Tragflügel erzielt werden. Die Lidar-basierte Feedforward-Regelungsfunktion erreicht über 18 % Lastminderung an der Flügelwurzel, die Kombination von Feedforward-Reglerfunktion und klassischer „Feedback“-Regelung führt zu einer weiteren Verbesserung.

- Die Regelparameter der dezentralen Reglerarchitektur wurden optimiert mit dem Ziel der Reduktion der böen-induzierten flexiblen Beschleunigung des Flügels.
- Es konnte mit der dezentralen Reglerarchitektur eine Reduktion der Beschleunigungen erzielt werden. Daraus resultiert eine Verringerung der Biegemomente am Flügel.
- AP 3.1 „Use Case Cruise“ - Intelligente Lastabminderung
 - Die Anforderungen für den hier betrachteten Anwendungsfall wurden aus den Projekten Con.Move (Lufo V-2) und In-Fly-Tec (Lufo V-3) sowie dem DLR-Projekt oLAF zusammengetragen.
 - Untersuchung von Flattern in Abhängigkeit von der Flügelstreckung
 - Der in CPACS-Datensatz zur Beschreibung der Gesamtkonfiguration aus AP 1.3 wurde für die Verwendung der Auslegungsprozesse im Institut für Aeroelastik aufbereitet und erweitert.
 - Der für den Auslegungsprozess der Flügelstruktur benötigte Lastfallkatalog wurde definiert.
 - Die einzelnen Komponenten des aeroelastischen Auslegungsprozesses (Aerodynamik, Struktur, Massenverteilung, Kopplung) wurden erzeugt.
 - Mehrere Lasten- und Strukturoptimierungszyklen wurden bis zur Konvergenz der Primärstrukturmasse durchgeführt. Da es sich hierbei um die Referenzkonfiguration handelt, anhand derer im Anschluss das Potenzial der Lastabminderung evaluiert werden soll, wurden die beschriebenen Arbeiten ohne die Berücksichtigung von Lastabminderungsfunktionen umgesetzt.
 - Die erzeugten Modellkomponenten, einschließlich der Anpassungen im Rahmen der Strukturoptimierung, wurden den Projektpartnern inklusive einer Minimaldokumentation zur Verfügung gestellt.
 - Der Auswahlprozess der Technologien zur intelligenten Lastabminderung wurde von den DLR Instituten unterstützt und resultierte in einer Definition der Steuerflächen, deren Funktionen und den für den Anwendungsfall im Verbund abgestimmten Annahmen für die maximalen Ausschlagswinkel und maximalen Stellgeschwindigkeiten.
 - Zur Untersuchung des Entwurfsraums hochgestreckter Flügel wurde eine Variation der Flügelstreckung zur Ermittlung des Einflusses auf die Flügelmasse und auf die Neigung zum Flattern im Verbund durchgeführt:
 - * Unter Berücksichtigung von geometrischen Randbedingungen (Triebwerks-, Fahrwerks und Steuerflächenintegration) wurden ausgehend vom Referenzflugzeug vier Flügelgeometrien unterschiedlicher Streckung erstellt und als CPACS-Datensatz bereitgestellt.
 - * Die Erzeugung von dimensionierten Strukturmodellen für die vier Flügel

unterschiedlicher Streckung ist unter Nutzung eines etablierten Lasten- und Auslegungsprozesses des DLR erfolgt.

- * Die Ergebnisse aus dem Lasten- und Auslegungsprozesses wurden ausgewertet, dokumentiert und den Verbundpartnern für die weiteren Untersuchungen zur Verfügung gestellt.
- * Die Durchführung von Flatteruntersuchungen mit den Flügeln zeigte aeroelastische Instabilitäten im Flugbereich, welche durch Modifikationen der Steifigkeiten von Pylon und Flügelkasten behoben wurden.
- Entwurf und Optimierung des Referenzflugzeugs mit adaptivem Flügel
 - Ausgehend von dem im Verbund abgestimmten Steuerflächenkonzept wurde eine für die multidisziplinäre Optimierung geeignete Version mit zusammengefassten Steuerflächen abgeleitet.
 - Basierend auf dem Referenzflugzeug wurden die Entwurfsparameter und der Entwurfsraum für die Einführung der Technologie des adaptiven Flügels ergänzt.
 - Die multidisziplinäre Optimierung des adaptiven Flügels wurde erfolgreich durchgeführt und resultierte in optimalen Steuerflächenausschlägen zur Reduzierung der den Flügelkasten dimensionierenden Manöverlasten und zur Steigerung der Flugleistung im Reiseflug.
 - Gegenüber der Referenzkonfiguration konnte eine Reduktion des Kraftstoffverbrauchs in der Größenordnung von 4% erreicht werden.
 - Für die anschließende Bewertung der aerodynamischen Leistung im Reiseflug wurde ein Modell für optimale Steuerflächenausschläge entwickelt und erfolgreich zur Bestimmung der Flugzeugpolaren eingesetzt.
 - Die Ergebnisse des Optimierungsprozesses wurden evaluiert und die Möglichkeiten und Grenzen des adaptiven Flügels wurden aufgezeigt.
- AP 3.2 „Use Case Takeoff/Landing“ - Automatisches kontinuierliches Klappensetzen
 - Das DLR ist an AP 3.2 nicht beteiligt.
- AP 3.3 „Use Case Operations“ - Structural Health Monitoring im Flug
 - Zur Untersuchung des Konzepts der Zustandsüberwachung wurde ein modellbasierter Prozess zur Modellierung der Degradation von Schäden in Abhängigkeit von der Materialbeanspruchung entwickelt.
 - Ableitung einer Referenzmission aus der Literatur, die im Mittel alle auftretenden realen Flugmissionen darstellt. Mission besteht aus Steigflug, Reiseflug, Sinkflug sowie Landestoß. Jedes Segment ist mittels einzelner Flugpunkte, beschrieben durch Mach-Zahl und Höhe, definiert
 - Beanspruchung/Belastung der Flugzeugstruktur während Flugmission wird durch statistische Flugdaten aus Literatur sowie Daten aus Simulationen realer Flugmissionen (basierend auf Flightradar24) dargestellt.
 - Approximation der Beanspruchung der Flugzeugstruktur durch Lastfälle aus Zulassungsvorschrift („Pull-Up/Pull-Down“, Rollen, diskrete Böe, Landestoß)
 - Basierend auf Definitionsbereich, beschrieben durch statistischen Flugdaten, werden

Lastfälle aus Zulassungsvorschrift für die zuvor definierten diskreten Flugpunkte simuliert. Ergebnis dieser Simulationen sind die in der Flugzeugstruktur wirkenden Lasten („internal Loads“) und somit möglichen Belastungen während einer Flugmission

2 Bezeichnungen

Lateinische Symbole

A, AR	Streckung (aspect ratio)
b	Spannweite
$C_{1.0}^{0.5}$	„Class Function“ der CST-Methode
C_D	Widerstandsbeiwert (drag coefficient)
C_L	Auftriebsbeiwert (lift coefficient)
C_{my}	Nickmomentbeiwert (pitching moment coefficient)
c	Profiltiefe (chord)
C_l, C_{lift}	Auftriebsbeiwert im Profilschnitt
C_d	Widerstandsbeiwert im Profilschnitt
C_m	Nickmomentbeiwert im Profilschnitt
c_f	Reibbeiwert (skin friction coefficient)
c_{MAC}	Bezugsflügelteufe (mean aerodynamic chord)
c_p	Druckbeiwert (pressure coefficient)
FH	Flugstunden (flight hours)
FL	Flugfläche (flight level)
g	Erdbeschleunigung
H	Flughöhe, Böenlänge
h	vertikaler Abstand
L/D	Gleitzahl (lift-to-drag ratio)
M	Moment
M_x	Biegemoment
M_y	Torsionsmoment
Ma	Mach-Zahl
Ma_D	maximal zulässige Mach-Zahl im Bahnneigungsflug (dive Mach number)
Ma_{dd}	Mach-Zahl des transsonischen Widerstandsanstiegs (drag divergence Mach number)
m	Masse
m_E	Leermasse (empty mass)
m_F	Kraftstoffmasse (fuel)
m_{MTO}	Maximale Startmasse (maximum take-off mass)
m_{OE}	Betriebsleermasse (operating empty mass)
m_P	Nutzlast (payload)
m_W	Flügelmasse (wing mass)
$m_F / (R m_P)$	auf die Reichweite und Nutzlast bezogener Kraftstoffverbrauch
$n = L / (m g)$	Lastvielfaches
R	Reichweite
Re	Reynolds-Zahl ($Re = \frac{Vl}{\nu}$)

2 Bezeichnungen

S	„Shape Function“ der CST-Methode
S_W	Flügelfläche
s	Abstand
t	Zeit (time)
t	Profildicke
t/c	relative Profildicke, Dickenverhältnis
V	Fluggeschwindigkeit
V_C	Bemessungs-Reisegeschwindigkeit
V_D	Bemessungs-Höchstgeschwindigkeit
V_F	Tankvolumen (fuel tank volume)
$V_{F,req}$	Benötigtes Tankvolumen (required fuel tank volume)
w_i	Faktoren für die Gewichtung der Flugmissionen
x, y, z	Koordinaten

Griechische Symbole

α	Anstellwinkel
γ	Zirkulation
Δ	Differenz
δ	Steuerflächenausschlag
ε	Verwindung
$\eta = 2y/b$	dimensionslose Spannweitenkoordinate
λ	Zuspitzung
ω	Frequenz
ρ	Luftdichte
ϕ	Phasengang
φ	Pfeilwinkel, Hängewinkel
φ_{LE}	Pfeilwinkel der Flügelvorderkante

Indizes

AC	Neutralpunkt (aerodynamic center)
Ail	Querruder (aileron)
box	Flügelkasten (wing box)
CoG	Schwerpunkt (center of gravity)
CoP	Druckpunkt (center of pressure)
CWB	zentraler Flügelkasten (center wing box)
DND	Kippnase (droop nose device)
EAS	äquivalente Fluggeschwindigkeit (equivalent airspeed)
FS	Vorderholm (front spar)
Fus	Rumpf (fuselage)
FEM	Finite-Elemente-Strukturmodell
$Flap$	Hinterkantenklappe
HTP	Höhenleitwerk (horizontal tailplane)

<i>jig</i>	unbelastet
<i>LG</i>	Fahrwerk (landing gear)
<i>ls</i>	Unterseite (lower side)
<i>MAC</i>	Bezugsflügeltiefe (mean aerodynamic chord)
<i>MG</i>	Hauptfahrwerk (main gear)
<i>MTO</i>	Maximum Start (maximum take-off)
<i>MS</i>	Mittelholm (middle spar)
<i>max</i>	Maximalwert
<i>NG</i>	Bugfahrwerk (nose gear)
<i>P</i>	Nutzlast (payload)
<i>PAX</i>	Passagiere (passenger)
<i>RS</i>	Hinterholm (rear spar)
<i>SB</i>	Fahrwerksträger (support beam)
<i>Sym</i>	Symmetrieebene
<i>TED</i>	Steuerfläche an der Hinterkante (trailing edge device)
<i>Tip</i>	Flügelspitze
<i>us</i>	Oberseite (upper side)
<i>VTP</i>	Seitenleitwerk (vertical tailplane)
<i>WBE</i>	Flügel-Rumpf-Triebwerk-Konfiguration (wing body engine)

Abkürzungen

<i>A/C</i>	<u>A</u> ircraft, Flugzeug
<i>AFS</i>	<u>A</u> ctive <u>F</u> lutter <u>S</u> uppression, aktive Flatterunterdrückung
<i>AP</i>	Arbeitspaket
<i>AoA</i>	<u>A</u> ngle of <u>A</u> ttack, Anstellwinkel
<i>ASE</i>	<u>A</u> eroservoelast <u>e</u> l <u>e</u> sticity, Aeroservoelastik
<i>CFK</i>	<u>C</u> arbon- <u>F</u> aserverstärkter <u>K</u> unststoff
<i>CAD</i>	<u>C</u> omputer- <u>A</u> ided <u>D</u> esign, rechnerunterstützte Konstruktion
<i>CFD</i>	<u>C</u> omputational <u>F</u> luid <u>D</u> ynamics, numerische Strömungsmechanik
<i>CO₂</i>	Kohlendioxid
<i>CoG</i>	<u>C</u> enter of <u>G</u> ravity, Schwerpunkt
<i>CPACS</i>	<u>C</u> ommon <u>P</u> arametric <u>A</u> ircraft <u>C</u> onfiguration <u>S</u> chema, parametrisches XML-Schema zur Beschreibung einer Flugzeugkonfiguration
<i>CPU</i>	Prozessor (central processing unit)
<i>CS-25</i>	<u>C</u> ertification <u>S</u> pecifications for Large Aeroplanes, Zulassungsvorschriften der EASA für Großflugzeuge
<i>CST</i>	<u>C</u> lass function/ <u>S</u> hape function <u>T</u> ransformation-Parametrisierungsmethode
<i>CVT</i>	<u>C</u> entral <u>V</u> oronoi <u>T</u> essellation, Methode der Versuchsplanung
<i>DAP</i>	<u>D</u> ata <u>A</u> cquisition <u>P</u> latform, Datenakquisitionsplattform
<i>DoE</i>	<u>D</u> esign of <u>E</u> xperiments, statistische Versuchsplanung
<i>DLR</i>	<u>D</u> eutsches Zentrum für <u>L</u> uft- und <u>R</u> aumfahrt e.V.

2 Bezeichnungen

DMS	<u>D</u> ehnm <u>e</u> ss <u>s</u> tr <u>e</u> ifen
DND	<u>D</u> roop <u>N</u> ose <u>D</u> evice, Kippnase
DSO	<u>D</u> ata <u>S</u> chema <u>O</u> peration
EAS	Äquivalente Fluggeschwindigkeit (equivalent airspeed)
EASA	<u>E</u> uropean <u>A</u> viation <u>S</u> afety <u>A</u> gency, Europäische Agentur für Flugsicherung
EDL	<u>E</u> quivalent <u>D</u> amage <u>L</u> oads, äquivalenter Ermüdungsschaden
EFCS	<u>E</u> lectronic <u>F</u> light <u>C</u> ontrol <u>S</u> ystem, elektronisches Flugsteuerungssystem
EI	<u>E</u> xpected <u>I</u> mprovement, erwartete Verbesserung
EOM	<u>E</u> quation <u>O</u> f <u>M</u> otion, Bewegungsgleichung
FAA	<u>F</u> ederal <u>A</u> viation <u>A</u> dm <u>i</u> nistration, US-Bundesluftfahrtbehörde
FAR 25	<u>F</u> ederal <u>A</u> viation <u>R</u> egulations, Airworthiness Standards for Transport Category Airplanes, Lufttüchtigkeitsstandards der USA für Transportflugzeuge
FB-GLA	<u>F</u> eedback <u>G</u> ust <u>L</u> oad <u>A</u> lle <u>v</u> iation
FC	<u>F</u> light <u>C</u> ase, Flugzustandspunkt
FCC	<u>F</u> light <u>C</u> ontrol <u>C</u> omputer
FCS	<u>F</u> light <u>C</u> ontrol <u>S</u> ystem, Flugsteuerungssystem
FEM, FE	<u>F</u> inite- <u>E</u> lemente- <u>M</u> ethode
FFT	FFT Produktionssysteme GmbH & Co. KG, Deutscher Anlagenbauer
FF-GLA	<u>F</u> eedforward <u>G</u> ust <u>L</u> oad <u>A</u> lle <u>v</u> iation
FP	<u>F</u> light <u>P</u> oint, Flugpunkt
GAF	<u>G</u> eneralized <u>A</u> erodynamic <u>F</u> orces, Generalisierte aerodynamische Kräfte
GLA	<u>G</u> ust <u>L</u> oad <u>A</u> lle <u>v</u> iation, aktive Böenlastreduktion
GMLA	<u>G</u> ust and <u>M</u> aneuver <u>L</u> oad <u>A</u> lle <u>v</u> iation, aktive Böen- und Manöverlastreduktion
GSA	<u>G</u> lobal <u>S</u> tability <u>A</u> nalysis, globale Stabilitätsanalyse
HAP	Hauptarbeitspaket
HARW, HAR	<u>H</u> igh <u>A</u> spect <u>R</u> atio <u>W</u> ing, hochgestreckter Flügel
HDF5	<u>H</u> ierarchical <u>D</u> ata <u>F</u> ormat, Datenformat zur Speicherung großer Datenmengen
HTML	<u>H</u> ypertext <u>M</u> arkup <u>L</u> anguage, textbasierte Auszeichnungssprache
ICAO	<u>I</u> nternational <u>C</u> ivil <u>A</u> viation <u>O</u> rganization, Internationale Zivilluftfahrtorganisation
IGES	<u>I</u> nitial <u>G</u> raphics <u>E</u> xchange <u>S</u> pecification
IMU	<u>I</u> nertial <u>M</u> easurement <u>U</u> nit, inertielle Messeinheit
IRR	<u>I</u> nternal <u>R</u> ate of <u>R</u> eturn, interner Zinsfuß
LA	<u>L</u> oad <u>A</u> lle <u>v</u> iation, Lastabminderung
LC	<u>L</u> oad <u>C</u> ase, Lastfall
LCC	<u>L</u> ife <u>C</u> ycle <u>C</u> osting, Lebenszykluskosten
LFD	<u>L</u> inear <u>F</u> requency <u>D</u> omain, Linearer Frequenzbereichslöser
Lidar	<u>L</u> ight <u>d</u> etection and <u>r</u> anging, optische Fernmessung atmosphärischer Störungen
LLI	Liebherr Aerospace
LPV	<u>L</u> inear <u>P</u> arameter <u>V</u> arying, lineare Parametervariation
LTI	<u>L</u> inear <u>T</u> ime <u>I</u> nvariant, linear zeitinvariant

MBSE	<u>Model-Based Systems Engineering</u> , modellbasierte Systementwicklung
MDA	<u>Multidisciplinary Design Analysis</u> , Multidisziplinäre Entwurfsanalyse
MDAO	<u>Multidisciplinary Design Analysis and Optimization</u> , Multidisziplinäre Entwurfsanalyse und Optimierung
MDAx	MDAO Workflow Design Accelerator, Programm zur beschleunigten Erstellung von Prozessen zur multidisziplinären Entwurfsanalyse und Optimierung
MDO	<u>Multidisciplinary Design Optimization</u> , Multidisziplinäre Entwurfsoptimierung
MFC	<u>Multifunctional Control Device</u> , Multifunktionale Steuerfläche
MIMO	<u>Multiple Input Multiple Output</u> , Übertragung unter Nutzung mehrerer Sende- und Empfangsantennen
MLA	<u>Maneuver Load Alleviation</u> , aktive Manöverlastreduktion
MoS	<u>Margin of Safety</u> , Sicherheitsspanne
MTD	<u>Multi-Technologie-Demonstrator</u> , vom DLR entwickeltes Programm für die Kosten-Nutzen-Analyse von Verkehrsflugzeugen
NASA	<u>National Aeronautics and Space Administration</u>
NPV	<u>Net Present Value</u> , Kapitalwert
NRC	einmalige Kosten (non-recurring costs)
NURBS	<u>Non-Uniform Rational B-Splines</u>
ODE	<u>Ordinary Differential Equation</u> , gewöhnliche Differentialgleichung
oLAF	<u>Optimal Lastadaptive Flugzeug</u> , DLR-Projekt
openAD	<u>Open Aircraft Design</u> , vom DLR entwickeltes offenes Programm für den Flugzeuggesamtentwurf
PACE	PACE Aerospace & IT
PAX	Passagier
PFCC	<u>Primary Flight Control Computer</u> , primärer Flugsteuerungsrechner
POT	<u>Powerful Optimization Toolkit</u>
QOI	<u>Quantity of Interest</u>
RANS	<u>Reynolds-averaged Navier-Stokes equations</u> , Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen
RC	wiederkehrende Kosten (recurring costs)
RF	Reservefaktor
REU	<u>Remote Electronic Units</u> , verteilte Beschleunigungs- und Drehratensensoren
RBF	<u>Radial Basis Function</u> , radiale Basisfunktion
ROM	<u>Reduced Order Model</u> , Ersatzmodell
SDI	<u>Smart Digital Infrastructure</u> , intelligente digitale Infrastruktur
SFCC	<u>Secondary Flight Control Computer</u> , sekundärer Flugsteuerungsrechner
SHM	<u>Structural Health Monitoring</u> , Strukturüberwachung
SIMO	<u>Single Input Multiple Output</u> , Übertragung unter Nutzung einer Sende- und mehrerer Empfangsantennen
SysML	<u>Systems Modeling Language</u> , grafische Modellierungssprache

2 Bezeichnungen

TAS	<u>T</u> ru <u>e</u> <u>a</u> ir <u>s</u> peed, wahre Fluggeschwindigkeit
TLAR	<u>T</u> op <u>L</u> evel <u>A</u> ircraft <u>R</u> equirements, Entwurfsanforderungen
TED	<u>T</u> railing <u>E</u> dge <u>D</u> evice, Hinterkantenklappe
TU-BS	Technische Universität Braunschweig
TUHH	Technische Universität Hamburg
TUM	Technische Universität München
URANS	<u>U</u> nsteady <u>R</u> eynolds <u>a</u> veraged <u>N</u> avier- <u>S</u> tokes, instationäres RANS
USTUTT	Universität Stuttgart
XDSM	<u>E</u> xtended <u>D</u> esign <u>S</u> tructure <u>M</u> atrix, Diagramm zur Beschreibung von MDO-Prozessen
XML	<u>E</u> xtensible <u>M</u> arkup <u>L</u> anguage, erweiterbare Auszeichnungssprache
XRF1	Airbus Forschungskonfiguration

3 Einleitung

Die Ziele der europäischen Luftfahrtforschung werden in der „Vision 2020“ [1], [2] und dem „Flightpath 2050“ [3] formuliert. Zentrale Punkte sind eine signifikante Reduzierung der CO₂-Emissionen des Luftverkehrs und eine deutliche Verkürzung der Entwicklungszeit von Verkehrsflugzeugen. Aufgrund der aktuellen gesellschaftlichen Entwicklung wurde mit dem „European Green Deal“ [4] die Strategie der Europäischen Kommission für den Transport- und Mobilitätssektor neu formuliert. Wesentlicher Bestandteil des „European Green Deal“ ist ein Konzept zur Reduzierung der Netto-Emissionen von Treibhausgasen auf null bis zum Jahr 2050 in der Europäischen Union. Ausgehend von dieser Vorgabe bis 2050 einen klimaneutralen Luftverkehr zu realisieren, hat das DLR eine eigene Strategie [5] für die Ziele in der Luftfahrtforschung entwickelt. Die darin aufgezeigten Handlungsfelder im Bereich des energieeffizienten Flugzeugs beinhalten z.B. die Technologien des hochgestreckten Flügels und der Lastadaption.

Um die Ziele im Hinblick auf ein energieeffizientes Flugzeug zu erreichen, werden im Verbundvorhaben INTELWI die Technologien für einen hochgestreckten, last-geregelten, ultra-effizienten und intelligenten Flügel untersucht. Die technischen Arbeiten des Verbundprojektes sind entsprechend Abbildung 3.1 in drei Hauptarbeitspakete gegliedert.

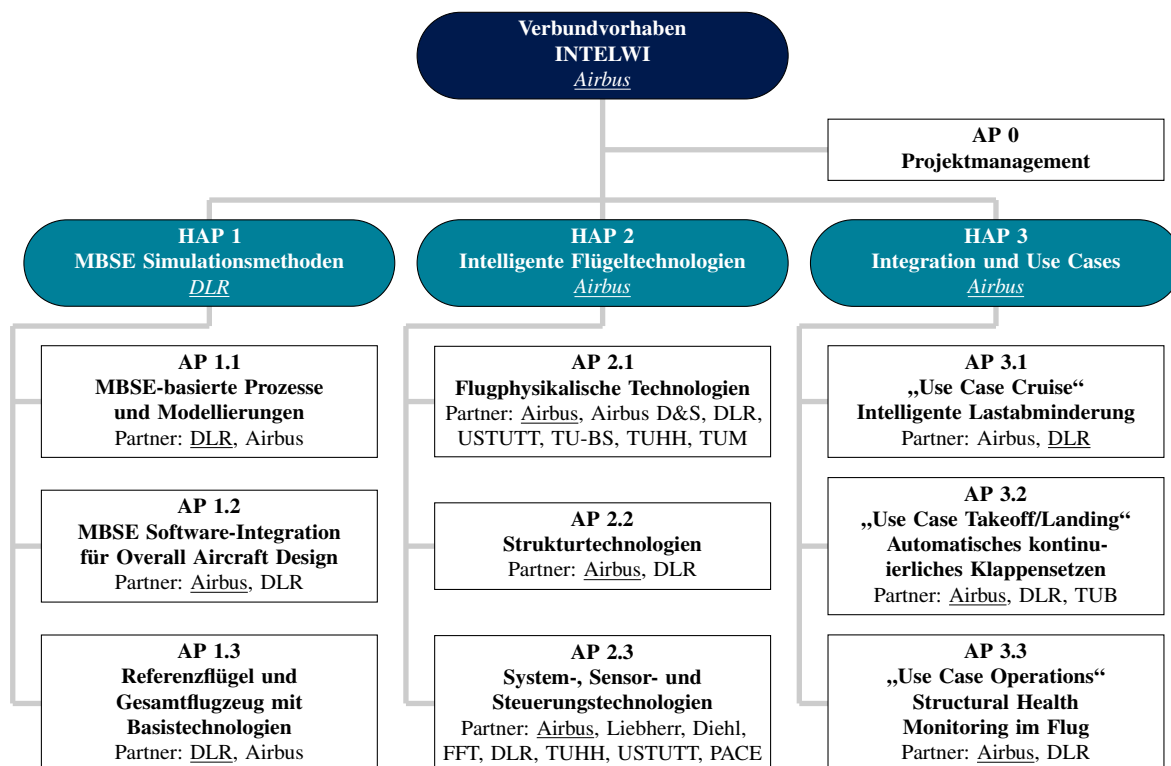


Bild 3.1: Hauptarbeitspaketstruktur des Gesamtverbundprojektes INTELWI.

Das Hauptarbeitspaket 1 adressiert die Entwicklung eines sogenannten „Model-Based System-Engineering“ Ansatzes, um den Einfluss von initialen Anforderungen und Randbedingungen auf den Entwurf konsistent während des gesamten Entwicklungszyklus betrachten zu können. Weiterhin wird in HAP 1 eine Referenzkonfiguration mit einem sehr hochgestreckten Flügel definiert und bereitgestellt, an der verschiedene Technologien aus HAP 2 auf dem Weg zum geregelten, lastadaptiven Flügel getestet werden können. Dazu werden sowohl schnelle Vorentwurfs- als auch hochgenaue Verfahren eingesetzt.

Im Hauptarbeitspaket 2 werden Technologien der einzelnen Disziplinen Aeroelastik, Aerodynamik, System- und Regelungstechnik sowie relevante Themen für die Wartung im Hinblick auf ihr Potential zur Lastreduktion und damit zur Reduktion der Flügelmasse exemplarisch untersucht. Notwendige Simulationsmodelle zur Abbildung der physikalischen Eigenschaften werden entwickelt oder erweitert, in den Simulationsprozess aus HAP 1 integriert und für die Demonstration eines optimierten Flügels dem HAP 3 zur Verfügung gestellt.

Im Hauptarbeitspaket 3 wird auf Basis des Referenzflugzeugs durch Nutzung von multidisziplinären Methoden aus HAP 1 eine Verbesserung, Optimierung des Flügelentwurfs durchgeführt. Dabei werden Technologien zur Lastabminderung integriert, die in HAP 2 identifiziert wurden. Parameterstudien werden durchgeführt, um insbesondere deren Einfluss auf den Flügelgrundriss und Profilierung, die Flügelmasse und die Gesamtleistungsfähigkeit analysieren und interpretieren zu können. Die bisherige Trennung von Struktur und System wird aufgehoben, um das Potential von sensor-basiertem „Structural-Health-Monitoring“ und eine laufende Überwachung der auftretenden Lasten in Hinblick auf den Entwurf eines optimalen Flügels identifizieren zu können.

4 Ergebnisse

4.1 AP 0 Projektmanagement

Für die Leitung des Projektes wurden vom Verbundführer Airbus im gesamten Jahresverlauf regelmäßige Besprechungen im zweiwöchigen Rhythmus durchgeführt. An diesen Besprechungen haben die Leiter der entsprechenden Hauptarbeitspakete teilgenommen, um einen arbeitspaketübergreifende Abstimmung der Arbeiten zu ermöglichen.

Neben den regelmäßigen Besprechungen fand jedes Jahr ein Treffen im gesamten Verbund statt. Bei diesen Verbundpartnertreffen wurde der Projektfortschritt und die erzielten Ergebnisse arbeitspaketübergreifend allen Verbundpartnern vorgestellt.

Neben den Treffen im gesamten Verbund wurden viele technische Besprechungen der Partner im kleineren Rahmen durchgeführt. Dieser Austausch zwischen Industrie, Forschungseinrichtungen und Universitäten hat zum besseren Verständnis der Herausforderungen im Flugzeugbau beigetragen, Raum zum Austausch von Ideen und Lösungsvorschlägen geschaffen, den Wissensaustausch zwischen den beteiligten Partner ermöglicht und wesentlich zum Erreichen der Projektziele beigetragen.

4.2 AP 1.1 MBSE-basierte Prozesse und Modellierungen

The development of complex systems needs to account for an increasing number of capabilities to be delivered, as well as deal with organizational boundaries, integration, and communication challenges stemming from all stages of the product life-cycle. Such complexity impacts not only the product itself (e.g. the aircraft), but also the development systems deployed to support the development of the product. In INTELWI, a novel paradigm developed by the Institute of System Architectures in Aeronautics (DLR-SL) [6] in the AGILE 4.0 project will be applied to focus on two aspects:

1. The application of MBSE to support the product development in the architecting phases (AP 1.1),
2. The application of MBSE to support the design process development in the designing phases (AP 1.2).

In AP 1.1, MBSE will be applied to the development of the Flight Control System of the intelligent wing. Among others, MBSE will enable tracing the justifications of the inclusion of all elements of the system architectures, and how they will behave.

4.2.1 Spezifikation der Schnittstellen

Regarding the MBSE environment, data formats and interfaces have been defined corresponding to the system architecting and design phases. The system architecting phase includes the definition of stakeholders, needs, requirements, functions, and components. The design phase includes the definition of the product and the design process. Tabelle 4.1 lists artefacts and corresponding data formats. Related phases are visualized in Bild 4.1. More details can be found in the report related to milestone AP1100-DLR-01 [7].

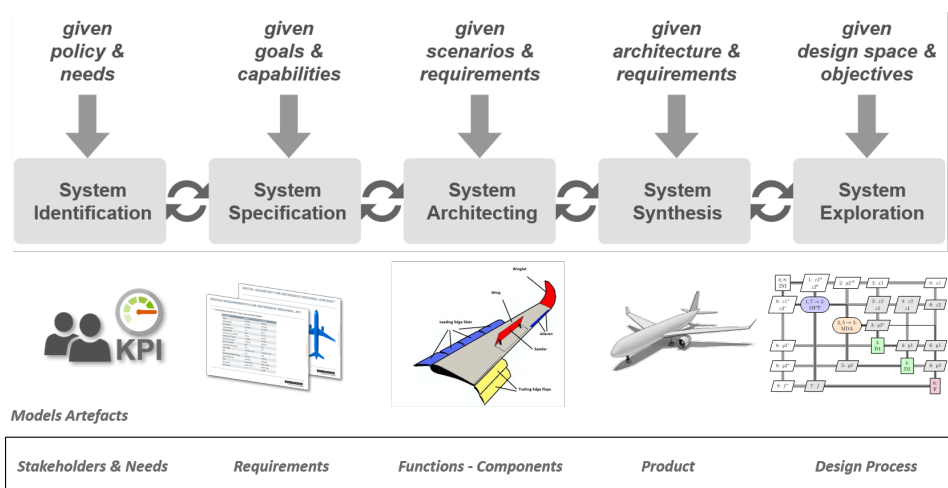


Bild 4.1: Overview of artefacts represented by the MBSE framework for the different development phases. Based on the model-based conceptual framework, bridging upstream architecting and downstream product design. Figure adapted from [6].

Artefact	Data Format	Reference	Created in Phase
Stakeholders & Needs	XMI / SysML + Extension	https://www.omgsysml.org/	System Identification
Requirements	XMI / SysML + Extension	https://www.omgsysml.org/	System Specification
Functions & Components	XMI / SysML + Extension	https://www.omgsysml.org/	System Architecting
Product	CPACS	https://www.cpacs.de/	System Synthesis
Design Process	XDSM / CMDOWS	[8]	System Exploration

Tabelle 4.1: Listing of model artefacts, corresponding data types, and associated design phases.

4.2.2 Initiale MBSE-Umgebung

First work has been done on the setup of the MBSE environment in the form of an online collaborative platform, see Bild 4.2. This platform enables the definition of stakeholders, needs, and requirements. An export can be generated to an XMI/SysML that can be opened in [Papyrus](#). To correctly interface with the FCS model, it should also be possible to open this model using Cameo Systems Modeler.

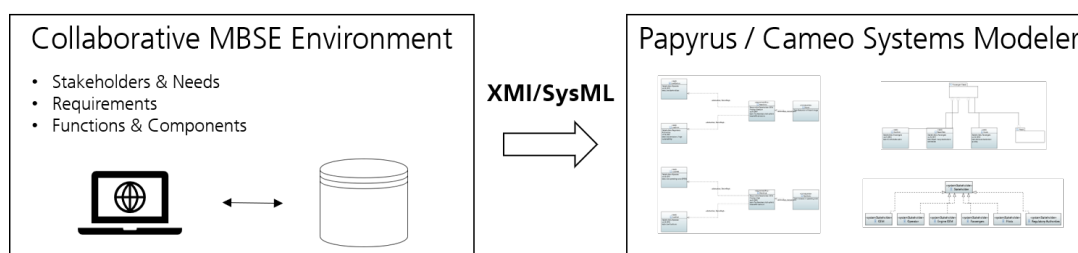


Bild 4.2: MBSE for product development, showing the link between the online collaborative MBSE platform and the systems model.

The first version of the MBSE environment for supporting the product development has been released in 2021. First, models were developed for representing stakeholders, their needs, and related requirements. Requirements are modeled subject to rules and patterns, to prepare them for semantic interpretation as needed for verification. Bild 4.3 shows the requirements ontology implemented in the platform. More details on models, rules, patterns, and the implementation can be found in the report AP1100-DLR-02 [9].

The MBSE environment is implemented using KE-chain, an online collaborative process modeling platform. It allows users to login and access all data online, making it easier to collaborate. Scripts were added to automatically verify requirements composition, and to export data to a SysML model that can be opened with [Papyrus](#). To demonstrate the implemented system, needs and requirements of a Flight Control System were modeled.

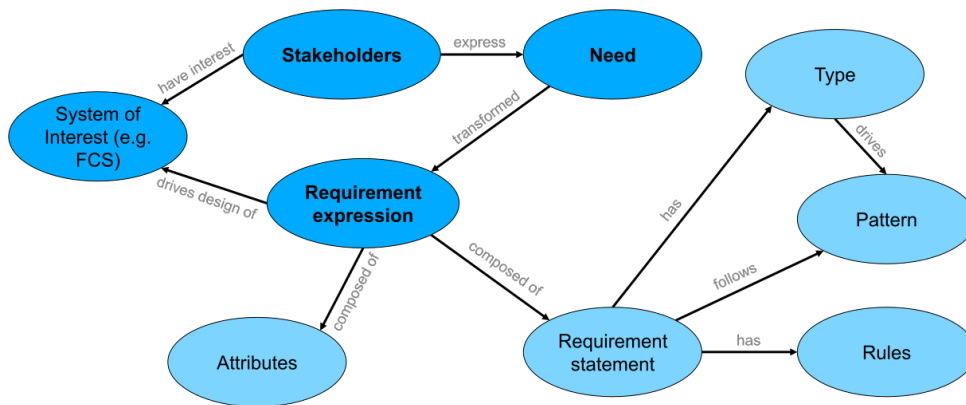


Bild 4.3: Stakeholder, needs, and requirements ontology.

4.2.3 Verfeinerte MBSE-Umgebung

The second version of the MBSE environment adds architecture modeling capabilities. First, the functional architecture can be modeled based on functional requirements. This then forms the basis for the logical/physical architecture design space model: a model describing different architectural choices that can be taken and how these can be used to generate new architectures to be considered for the system under design. Bild 4.4 shows the requirements ontology implemented in the platform. More details on models and the implementation can be found in the report of milestone AP1100-DLR-03 [10].

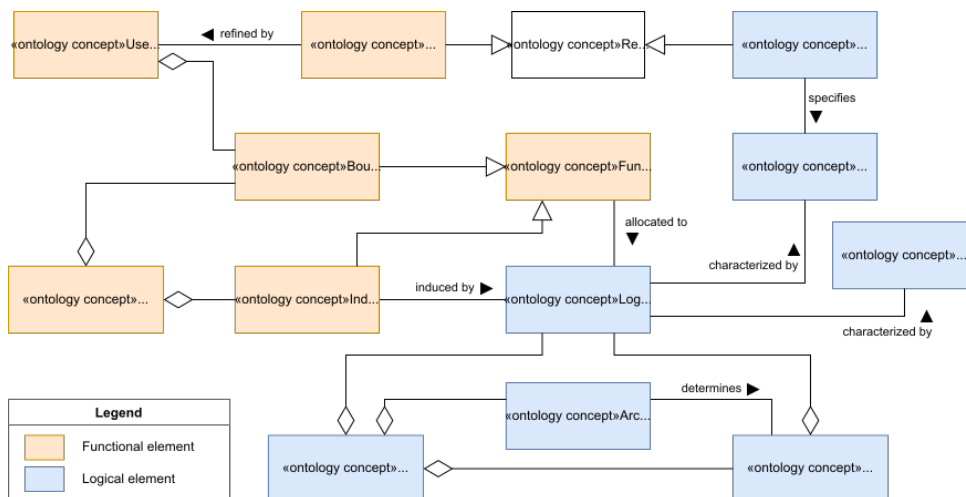


Bild 4.4: Function, logical and physical architecture ontology.

The logical/physical architectures are modeled using ADORE, a web-based tool developed by the DLR, see Bild 4.5. It is connected to the online collaborative MBSE environment so that users can login with the same credentials and have access to stored projects and related MBSE element (e.g. functions, requirements). To demonstrate its capabilities, a Flight Control System architecture is modeled (refer to the milestone report).

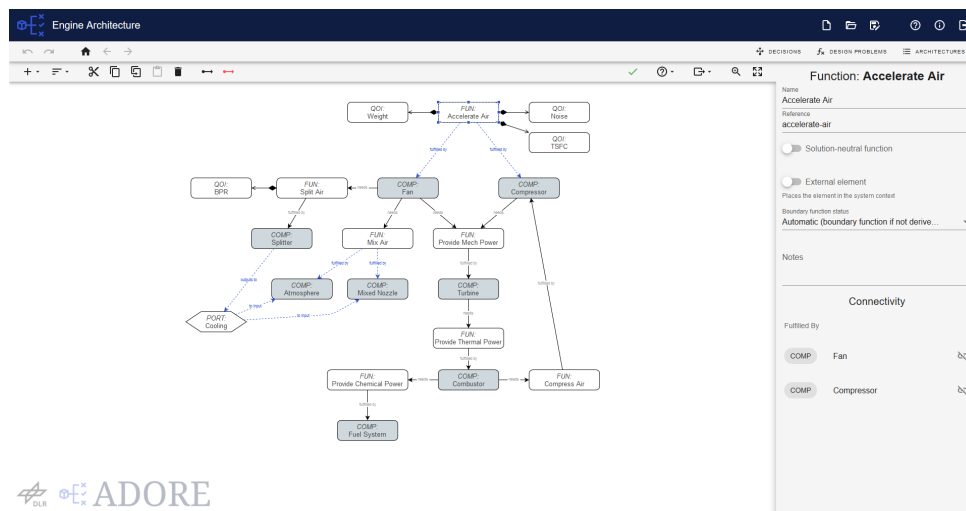


Bild 4.5: Web-based user interface of ADORE.

4.2.4 Finale MBSE-Umgebung

The final version of the MBSE environment incorporates feedback from usage of the first versions. Feedback has been gathered for the three upstream systems engineering phases:

1. Requirements modeling,
2. Functional architecture modeling,
3. Logical architecture modeling.

For more details, the reader is referred to the AP1100-DLR-04 [11] report.

The theory behind the requirements modeling phases was found to be appropriate for developing cyber-physical systems. Several improvement points were nonetheless identified, mostly related to the user interface, correctness of automatically-generated requirement statements, and interfaces with external requirements management tools.

The functional architecting process was complete, although more guidance for functional modeling should be available. For example, how to semantically formulate functions (e.g. active tense, verb+noun), how to select solution-neutral functions from requirements, and how to break-down functions.

Finally, the logical architecting modeling method was found to be beneficial, as it allows the definition of the complete architecture design space. Several improvements to the editor, ADORE, have been proposed and implemented, including HTML export, graph display details improvements, the addition of several extra views, architecture statistics and full enumeration, and improved decision encoding algorithms. Additionally, for better support for remote evaluation, a file-based ask-tell interface has been developed.

4.2.5 Anforderungskatalog für das Flugsteuerungssystem

Die Erstellung eines Anforderungskataloges an die Flugsteuerungssysteme wurde als MBSE-Modell in Cameo Systems Modeller durchgeführt. Basierend auf dem in AP 1.3 zu entwickelnden

Referenzflugzeug mit hochgestrecktem Flügel (HARW) wurde zunächst eine Identifikation der für die Flugmission notwendigen Funktionen durchgeführt, um anschließend festzustellen, welche der vom Flugzeug zu erbringenden Funktionen dem Flugsteuerungssystem zugeordnet werden können.

In Bild 4.6 sind diese Funktionen und die aus ihnen folgenden vorläufigen Allokationen zu einzelnen Flugzeugsystemen abgebildet. Aus Gründen der Lesbarkeit wird an dieser Stelle auf eine vollständige Darstellung aller Flugzeug-Funktionen und -Systeme verzichtet.

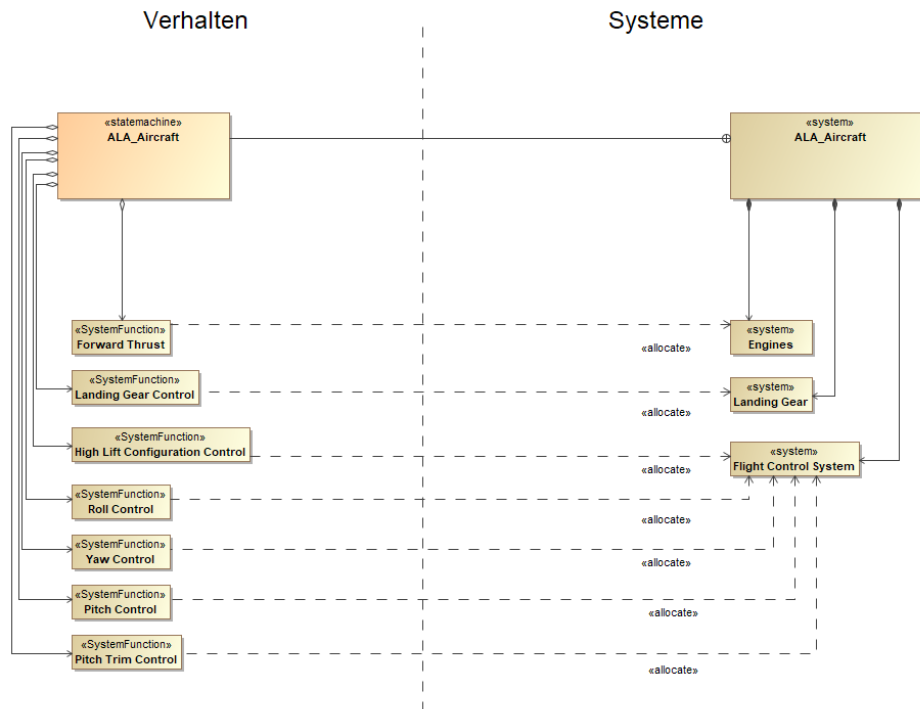


Bild 4.6: SysML Darstellung der Zuordnung von Funktionen zu Flugzeugsystemen

Die Ausführung dieser Funktionen wird als ein primärer Anforderungstreiber und für die Auslegung der Systeme entscheidend betrachtet. Eine Interkonnektivität zwischen den einzelnen Systemen und Funktionen kann jedoch nicht vollkommen ignoriert werden, vor allem da die hier als „Engines“ aufgeführten Triebwerke auf Flugzeugebene im Nominalzustand für die Leistungsversorgung nahezu aller Verbraucher genutzt werden. Die ist vor allem bei der sicherheitskritischen Betrachtung ein entscheidender Faktor für die Redundanzüberlegungen der Flugsteuerungssysteme und ihrer angrenzenden Systeme. Es wird davon ausgegangen, dass die Zuverlässigkeit der Flugsteuerung maßgeblich durch die Energieversorgung (Triebwerke, Hydrauliksysteme & Elektrisches System) beeinträchtigt wird.

Für die Erstellung des Anforderungskataloges für das Flugsteuerungssystem werden zentrale Quellen auf Aircraft und System-Level identifiziert:

- Use Cases (MBSE-Modell)
- Zulassungsvorschriften (CS-25)
- Luftfahrt-Standards (vornehmlich SAE ARP 4761 und SAE ARP 4754)

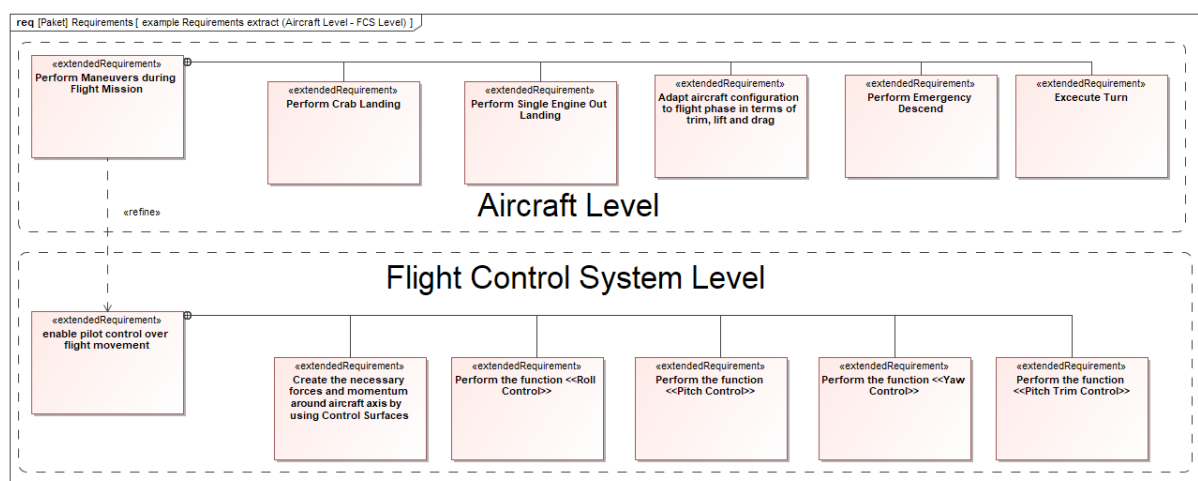


Bild 4.7: Beispiel für Anforderungen auf Aircraft Level und Systems Level (Auszug)

zuzüglich Annahmen über die Abhängigkeiten der Teilsysteme untereinander.

In den Anforderungskatalog gehen vor allem Anforderungen seitens der CS-25 [12] und der ihr verknüpften *Accepted Means of Compliance* ein.

So werden verschiedene Szenarios und Performanzpunkte vom entwickelten Flugzeug gefordert, die sowohl auf die Leistung als auch die Redundanz der Aktuatorik entscheidenden Einfluss haben. Ausgehend von den Anforderungen auf Flugzeugebene werden Anforderungen für das Flugsteuerungssystem abgeleitet, aus denen wiederum erweiterte Anforderungen auf Subsystemebene, vor allem an die Aktuatorik der Flugsteuerung, hervorgehen. Für die Entwicklung des Flugzeugs unter Betrachtung der Sicherheitsaspekte werden Methoden der SAE ARP 4761 [13] und SAE ARP 4754 [14] angewandt und fließen somit in die Anforderungen mit ein.

Ein Beispiel für die behandelten Anforderungen auf den verschiedenen Systemebenen ist in Abbildung 4.7 dargestellt.

Aufgrund des Informationsstandes sind die meisten Anforderungen zunächst noch so formuliert, dass sie mit spezifischem Inhalt nachfolgender Arbeitsschritte aufgefüllt werden können bzw. müssen, wie beispielsweise aus noch nicht simulierten Lastfällen resultierende Kräfteanforderungen an die Aktuatoren.

In AP 2.3.1 werden die Anforderungen noch erweitert und weiter spezialisiert, vor allem in Anbetracht der Hinterkantenhochauftriebsklappen und der darauf anzuwendenden Lastabminderungsfunktionen.

Die entworfene Struktur konnte bis auf Komponentenebene angewendet werden. Die so dokumentierten und modellierten Anforderungen sind in den im entsprechenden Abschnitt beschriebenen Anforderungskatalog integriert und bilden dort die Grundlage der Anforderungsdomäne des verwendeten MBSE-Modells.

4.3 AP 1.2 MBSE Software-Integration für Overall Aircraft Design

4.3.1 Modul für den Flugzeuggesamtentwurf für die MBSE-Umgebung

Der Vorentwurf mit Lastabminderung verwendet das CPACS-Datenformat und die Entwurfsumgebung openAD, welche ebenfalls in der MBSE-Umgebung eingesetzt werden. Eine Kopplung und Anbindung des entwickelten Vorentwurfsverfahren mit Lastabminderung an die MBSE-Umgebung wird über diese Schnittstelle ermöglicht.

4.3.2 Vorentwurfsverfahren mit Lastabminderungsfunktion

Die Arbeiten und Ergebnisse wurden auch in Kregel und Hepperle [15] veröffentlicht. Wesentliche Teile sind nachfolgend entsprechend beschrieben.

Für die Untersuchungen wurde ein Entwurfsprozess mit einem Physik-basierten Ansatz zur Auslegung der Flügelstruktur aufgebaut. Die Methodik beinhaltet auch die semi-empirische DLR-Entwurfssoftware OpenAD [16], welche auf dem CPACS Dateiformat aufbaut [17]. Die MIT-Software ASWING von Drela [18, 19], die instationäre Traglinienaerodynamik mit nichtlinearer Balkentheorie verbindet, ist in den Entwurfsprozess eingebunden, um vereinfachte Lasten für den flexiblen Flügel bereitzustellen.

In einer Strukturdimensionierung werden aus den Lasten Massen- und Steifigkeitsverteilung berechnet. Der grundsätzliche Programmablauf ist in Abbildung 4.8 dargestellt.

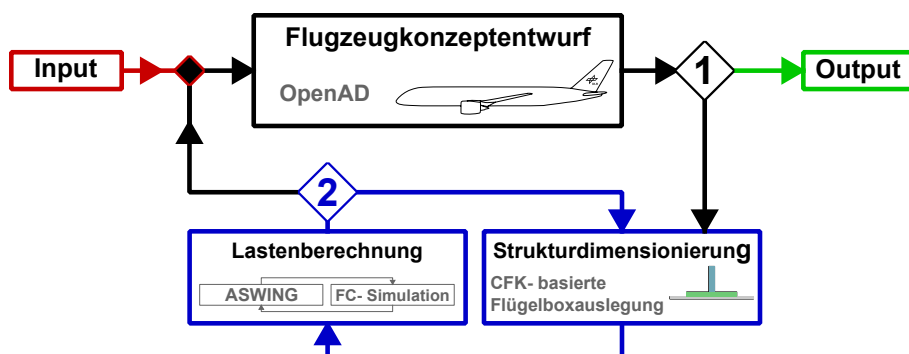


Bild 4.8: Prozessübersicht für einen integrierten elastischen Flügelentwurf im Gesamtentwurf.

Ausgehend von „Top Level Aircraft Requirements“ und weiteren Randbedingungen startet der Prozess, dessen Ausgabe ein konvergenter Gesamtentwurf im CPACS-Dateiformat ist. Der Prozessablauf besteht auf oberster Ebene aus zwei Kaskaden. Die äußere Kaskade (1) führt die Flügelmasse und eine bessere Abschätzung der aerodynamischen Effizienz zurück in den Gesamtentwurf. Die innere Kaskade (2) übernimmt iterativ die Strukturdimensionierung basierend auf ausgewählten Lastfällen. Die aerodynamische Effizienz wird aus dem Traglinienverfahren in ASWING abgeleitet. Die Berechnung in ASWING ist leicht angepasst, indem anstelle einer direkten Integration auf den Wirbelleitern, der Widerstand durch eine Berechnung mithilfe der Trefftz-Ebene berücksichtigt wird. Ferner wird der lokale Wellenwiderstand berücksichtigt, der anhand der Korngleichung [20] berechnet und für den gepfeilten Flügel transformiert [21] wird:

$$Ma_{dd} = \frac{\kappa_A}{\cos \varphi} - \frac{(t/c)}{\cos^2 \varphi} - \frac{C_l}{10 \cdot \cos^3 \varphi} \quad (4.1)$$

Dabei ist t/c die Profildicke, C_l der lokale Auftriebskoeffizient und Ma_{dd} die Machzahl des transsonischen Widerstandsanstiegs. Für transsonische Profile ist der Profilparameter κ_A zu 0.95 gewählt. Hier wurde für den Pfeilungswinkel φ die 50 %- Linie verwendet, da der Verdichtungsstoß typischer Weise etwa an dieser Stelle liegt und maßgeblich für den Wellenwiderstand ist.

Durch den Prozess werden die Fahr- und Leitwerke entsprechend der Handbuchmethoden in OpenAD abgebildet [16]. Dabei wird die Flächenlast des Flügels und das minimale Stabilitätsmaß konstant gehalten. Das sichert eine gute Vergleichbarkeit der Entwürfe.

In den hier beschriebenen Untersuchungen wurde ein neun-dimensionaler Entwurfsraum aus geometrischen Flügelparametern betrachtet. Dazu gehören vier Parameter der Grundfläche: die Streckung (AR), Zuspitzung (TR), der Vorderkantenpfeilungswinkel (φ_{LE}) und die Kinkposition (η_K). Die Dickenverteilung ist an zwei und die Verwindungsverteilung an drei spannweiten Stationen mit linearer Interpolation im Zwischenbereich gegeben.

Bild 4.9 zeigt die Stationen und den Entwurfsraum, der eine Vielzahl verschiedener Flügelgeometrien abbilden kann.

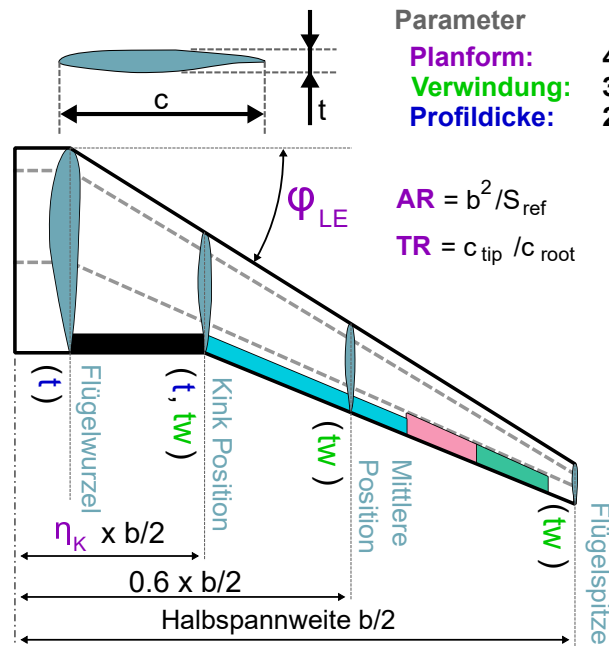


Bild 4.9: Gewählter Entwurfsraum für die Flügeloptimierung im Konzeptentwurf.

Adler und Martins konnten Vorteile einer Mehrpunktoptimierung im Gegensatz zu einer Einpunktoptimierung zeigen [22]. Daher ist die Zielfunktion hier ein kombinierter Treibstoffverbrauch auf drei Bewertungsmissionen bei einer Flugmachzahl von 0.83. Der Treibstoffverbrauch ist jeweils auf die Transportarbeit bezogen und wird, mit einem Wichtungsfaktor w_i aufsummiert. Zusätzlich zur Auslegungsmission ($w_i = 0.3$) wird eine Mission mit 75 % Auslegungsnutzlast und einer Reichweite von 4000 nm ($w_i = 0.55$), sowie eine Mission mit maximaler Nutzlast und einer

Reichweite von 2000 nm ($w_i = 0.15$) berücksichtigt. Der Treibstoffverbrauch der letzten beiden Missionen wird mittels der Breguetgleichung [23] für den Reiseflug und Massenverhältnissen für alle anderen Flugsegmente nach Jenkinson [24] berechnet.

Für die Optimierung gelten grundsätzlich folgende Randbedingungen: Der Missionstreibstoff muss in die Flügeltanks passen und die Spannweite b soll kleiner als 65 m sein. Nur Entwürfe die alle Manöverlasten erreichen können sind gültig. Gegenüber der Referenz soll die Wirksamkeit der Rollsteuerung mit dem äußeren Querruder mindestens 60 % und mit dem inneren mindestens 80 % betragen.

Da sich während der Untersuchungen gezeigt hat, dass eine geometrische Randbedingung zur Integration des Fahrwerks in den Flügel den Entwurfsraum stark beschränkt, wurde eine solche Randbedingung in den Optimierungen nicht berücksichtigt. Im Sinne einer Untersuchung des erzielbaren Potential ist es nicht förderlich die Optimierung schon im Konzeptentwurf a priori sehr stark einzuschränken.

Die Strukturdimensionierung des Flügels umfasst auf Konzeptentwurfslevel keinen umfangreichen Lastenprozess, basiert allerdings auf 16 aeroelastischen Manöver- und 24 Böenlastfällen. Die missionsbasierten Lastfälle sind so gewählt, dass die wesentlichen Einflüsse erfasst werden. Bild 4.10 zeigt eine Übersicht, wie sie auch in Zulassungsvorschriften zu finden ist [25]. EAS steht dabei für die Äquivalente Geschwindigkeit. Der Parameter *UP* oder *DOWN* bezieht sich auf eine vereinfachte Hochauftriebsannahme durch ausgefahrene Hinterkantenklappen, wobei *UP* ein eingefahrenes System bedeutet.

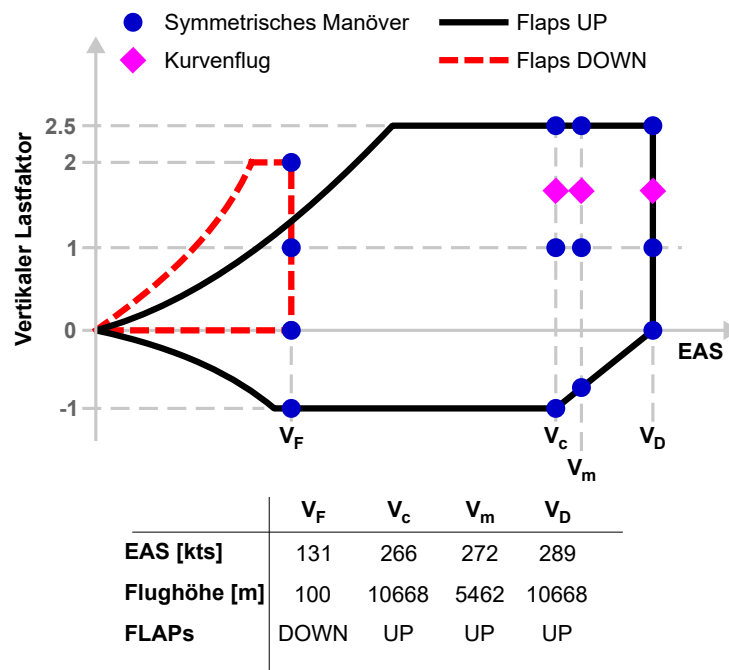


Bild 4.10: Manöverlastfälle für die Analyse.

Als symmetrische Lastfälle werden die minimalen und maximalen Lastfaktoren angenommen. Kurvenflüge werden mit einem Hängewinkel von 30° und einem Lastfaktor von 1.67 getrimmt. Für die Lasten ist die Flughöhe bei konstanter EAS auf 1000m reduziert. Diese Vorgehen

ermöglicht eine gleichwertige Lastberechnung ohne transsonische Effekte.

Die Klappen werden als Wölbklappen angenommen und in ihrer Wirkung durch die Näherung von Glauert abgeschätzt [26]. Die maximale Verfahrensgeschwindigkeit ist $35^\circ/\text{s}$. Die Böenlastfälle sind dynamische 1-COS Böen für jeden Flugpunkt in Bild 4.10. In Anlehnung an die CS25 sind Böenlängen von 9, 58, und 107 Meter berücksichtigt [12]. Dabei werden sowohl positive als auch negative vertikale Geschwindigkeiten angenommen.

Der Klappenausschlag für MLA folgt einer linearen Vorgabe mit der Geschwindigkeit EAS und dem Lastfaktor n_z . Der Maximalausschlag wird bei einem Lastfaktor von -1.0 und der höchsten Geschwindigkeit erreicht und ist wie folgt: -16° für die innere und 19° für die äußere Hochauftriebsklappe, 20° für das innere und 15° für das äußere Querruder. Diese Reduktion ist eine vereinfachte Annahme zur Steuerbarkeit während der Lastabminderung.

Wie auch in Xu und Kroo [27] gezeigt, wird die Wirkung von Lastabminderung stark durch den lokalen Maximalauftrieb beeinflusst. Eine zu geringe Annahme reduziert die Wirkung signifikant, während ein zu hoher Wert den Effekt von Lastabminderung deutlich überschätzt. Hier wurde ein $c_{a,max}$ -Wert von 1.6 senkrecht zur Flügelachse angenommen. Da die Manöver bei verringerter Höhe geflogen werden, ist die Machzahlabhängigkeit vernachlässigbar. Zusätzlich wird auch die Abhängigkeit von der Reynoldszahl vom Innenflügel nach außen vernachlässigt und vereinfacht ein konstanter Wert über die Spannweite angenommen.

Damit die Böenlastabminderung eine vergleichbare Wirkung für alle Entwürfe hat, ist ein vergleichbares dynamisches Ansprechverhalten nötig. Deswegen ist die innere Kaskade für die Böenlastabminderung ein Nickdämpfer, der auf Basis der ASWING-Derivative die Übertragungsfaktoren $k_{\eta q}$ und $k_{\eta \alpha}$ so berechnet, dass Frequenz und Dämpfung der Anstellwinkelschwingung immer gleich ist. Die Basis dafür sind die linearisierten Gleichungen der Längsbewegung und die Bereiche für gute Steuerbarkeit, wie in Brockhaus gegeben [28].

Hier ist die GLA-Strategie eine Regelung auf Basis des Auftriebskoeffizienten des Flugzeugs mit dem Ziel Abweichungen zu dämpfen. Geregelt wird mittels symmetrischer Ausschläge der insgesamt vier Querruder. Wegen des Pfeilungswinkels des Flügels und Trägheitseffekten ist genug Zeit für eine wirksame Regelung. Es handelt sich hierbei um eine vereinfachte Regelung, die dennoch eine Strukturlastreduktion bei den gegebenen Böen erreichen kann. Die Komplexität der Regelung bleibt allerdings begrenzt. Die vollständige Regelkette und die Wirkung auf die Lasten ist in Krengel und Hepperle [29] gezeigt.

Die Strukturdimensionierung wird für kohlenstoffaserverstärkten Kunststoff (CFK) auf Basis des Flügelkastens vorgenommen. Dazu werden 10 spannweitig gleich verteilte 2D-Repräsentationen genutzt, wie in Bild 4.11 schematisch dargestellt. Ein Rippenabstand wird in der Analyse berücksichtigt. Strukturelle Topologieparameter sind kein Teil der Optimierung. Insbesondere der Anteil an 0° -Lagen an jeder spannweitigen Position ist dabei identisch. Die Dimensionierung erfolgt durch lokales Aufdicken des Laminats, bis alle strukturellen Reservefaktoren über 1.5 liegen. Die Geometrie der Spante und Holme ist in Punkten kondensiert, die das originale Verhalten im Wesentlichen abbilden. Diese Punkte sind durch Elemente mit reiner Scherungsbelastung verbunden. Die Versagenskriterien sind dabei lokales und globales Beulen, sowie Schadentoleranz. Die Analyse erfolgt auf Basis der klassischen, ebenen Laminattheorie [30]. Die Sekundärmasse des Flügels werden nach Torenbeek abgeschätzt [31].

Die Ersatzmodell-basierte Optimierung in den neun Dimensionen wurde hier mit der DLR SMARTy-Toolbox [32] durchgeführt. Zunächst wird für jede Optimierung dabei ein initiales Ersatzmodell, definiert durch 1013 Halton-Punkte [33] berechnet. Die Interpolation im Modell

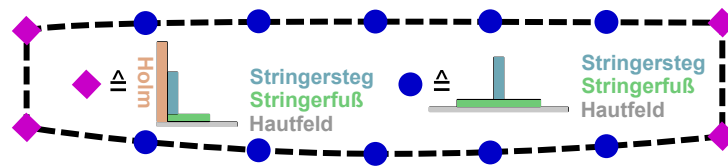


Bild 4.11: Kondensiertes und vereinfachtes Modell der Strukturdimensionierung.

findet mithilfe von Universal Kriging mit quadratischer Ansatzfunktion statt, wie sie in SMARTy implementiert ist [32]. Ein Punkt des Erstmodells repräsentiert einen Flugzeugentwurf und Entwürfe, die wegen der Limitierung des Maximalauftriebs nicht alle Manöver erreichen konnten wird ein Treibstoffverbrauch zugewiesen, der dem doppelten des schlechtesten Wertes der anderen Entwürfe entspricht. Dadurch bleibt die Optimierung den Bereichen nicht vergleichbarer Konfigurationen fern. Eine erste Validierung der Modelle findet durch einen Leave-One-Out Test statt. Die weiteren Randbedingungen werden durch Aufschläge auf den Treibstoffverbrauch bei Überschreiten der Grenzen abgebildet. Die Optimierungsbereiche sind in Tabelle 4.2 gegeben.

Parameter	Streckung AR	Zuspitzung TR	Pfeilwinkel φ_{LE}	Kinkposition η_k
Minimum	8.0	0.10	28.0°	0.20
Maximum	17.0	0.40	40.0°	0.45

Parameter	Profildicke t/c_R	Profildicke t/c_K	Verwindung α_K	Verwindung α_M	Verwindung α_T
Minimum	0.07	0.07	-5.0°	-5.0°	-5.0°
Maximum	0.17	0.17	10.0°	10.0°	10.0°

Tabelle 4.2: Optimierungsbereiche.

Während jedes Optimierungsschrittes werden zwei neue Punkte mit dem Prozess berechnet und dem Ersatzmodell hinzugefügt. Ein Punkt ist das durch die Optimierung geschätzte Treibstoffverbrauchsminimum und der zweite Punkt ist das potentielle Minimum, wenn die maximale Fehlerschätzung des Ersatzmodells mitberücksichtigt wird. Nach spätestens 15 Iterationsschritten konvergiert die Optimierung in allen betrachteten Fällen.

Das generische Referenzflugzeug (REF) transportiert 270 Passagiere über eine Auslegungsreichweite von 6000nm bei einer Machzahl von 0.83. Der Technologiestand entspricht dem des Jahres 2020. Die Flächenbelastung ist 650 kg/m^2 .

Die nachfolgenden Ergebnisse zeigen zum einen Vorstudien entlang des Haupteinflussparameters, der Spannweite. Danach folgt eine kurze Beschreibung der Optimierungsergebnisse mit (GMLA) und ohne (noLA) Lastabminderung. Dabei bedeutet Lastabminderung immer Böen- und Manöverlastabminderung. Weitere Details zu Spannweiten-, Tankkapazitäts- und Rollkontrolllimits sind abschließend zusammengefasst.

Die Streckung hat von den Grundflächenparametern den größten Einfluss. Allerdings führt eine ausschließliche Variation dieses Parameters, ausgehend von der Referenzkonfiguration, gegebenenfalls zu unrealistisch verzerrten Geometrien. Für die Vorstudie zur Optimierung sind hier daher alle vier Parameter als Funktion der Spannweite vorgegeben, was zu einer eindimensionalen Variation führt. Dabei ist die Geometrieänderung wie folgt: Die Triebwerksposition und

die Position des Trapezknicks bleiben in absoluten Werten konstant, die 50%-Linie des Flügels bleibt für vergleichbaren Wellenwiderstand und die Zuspitzung des äußeren Flügelsegments konstant. Letzteres vermeidet sehr geringe Bauräume an der Flügelspitze.

Diese Entwurfsunkte sind nicht Teil der Trainingsdaten, weshalb eine zusätzliche Validierung der Ersatzmodelle anhand der Spannweitenstudien erfolgen kann. Es zeigt sich, dass die Ersatzmodelle die Trends richtig abbilden. Die Ergebnisse für den GMLA-Fall sind in Bild 4.12 gezeigt.

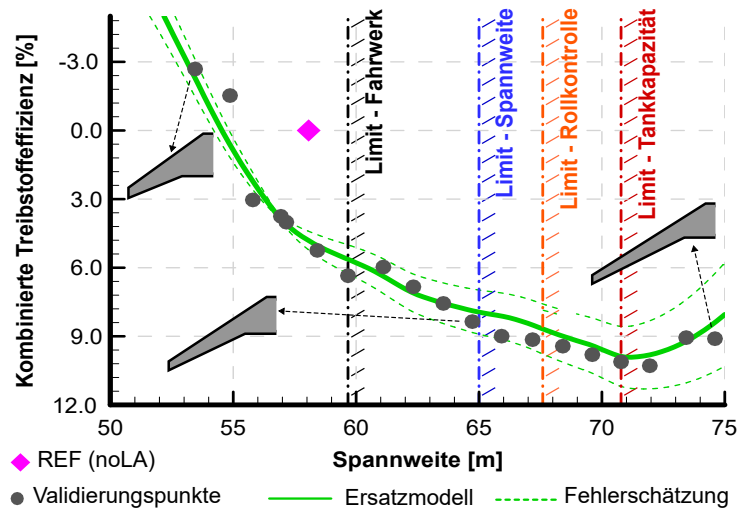


Bild 4.12: Treibstoffeffizienz über Spannweitenvariation für den GMLA-Fall mit Indikation vereinfachter Grenzen.

Neben dem Verlauf der Treibstoffeffizienz über der Spannweite sind vier vereinfachte Limits eingetragen: der Spannweitengrenze, die Tankkapazität, ab wann das Rad des Hauptfahrwerks nicht mehr hinter den Hinterholm passt und ab wann die Wirksamkeit des äußeren Querruders auf 60% der Referenz abgefallen ist (siehe Bild 4.17). Das Fahrwerkslimit ist hier in der Spannweitenreihe zwar eingetragen, wird aber für die Optimierung, wie oben beschrieben, nicht berücksichtigt. Es begrenzt den Designraum sehr stark, was in Bild 4.12 sichtbar ist.

Bereits anhand dieser Studie lassen sich einige grundsätzliche Schlussfolgerungen ziehen. Insbesondere zeigt sich ein abflachender Trend zu höherer Effizienz mit größerer Spannweite. Das Minimum bei einer Effizienzsteigerung von etwa 10% gegenüber der Referenz liegt bei etwa 71 m Spannweite. Ferner zeigt sich, dass der Fehler des Ersatzmodells an den Rändern des Parameterraums zunimmt. Von einer Optimierung ist zu erwarten, dass mindestens auch die 10% Verbesserung gegenüber der Referenz erreicht werden.

Aus den Ersatzmodellen mit und ohne Lastabminderung, lässt sich auch der relative Einfluss der aktiven Lastabminderung als Funktion der Spannweite ableiten. Eine solche Untersuchung zeigt in erster Näherung das Potential, wenn auf einer bestehenden Flügelgeometrie aktive Lastabminderung angewendet wird, inklusive leichter Gesamtintegrationseffekte. Bild 4.13 zeigt den Verlauf. Für das Gesamtpotential kommen die potentiellen Verbesserungen aus der geometrischen Optimierung hinzu.

Das direkte Potential liegt, je nach Spannweite zwischen 1.6 und 4%. Flügel mit hoher Spannweite, die deutlich flexibler sind, haben dabei weniger direktes Potential.

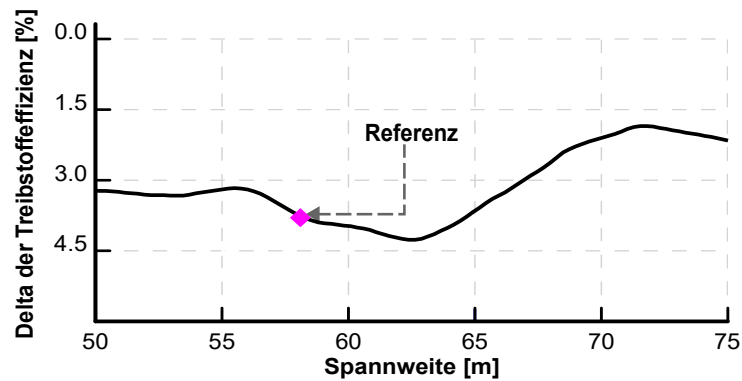


Bild 4.13: Direkter Einfluss aktiver Lastabminderung auf Basis der Ersatzmodelle.

Das Potential von Lastabminderung lässt sich bewerten, indem ein Optimum mit und ohne Lastabminderung (GMLA) gegenübergestellt werden. Hier werden die Optima präsentiert, die die genannten Randbedingungen erfüllen. Es handelt sich also um eine Optimierung unter Nebenbedingungen. Da die Ergebnisse gegenüber der Referenz mit einer Größenordnung von 20% Effizienzsteigerung eine sehr große Verbesserung erreichen konnten, wurde zunächst die Referenzkonfiguration hinsichtlich der Dicken- und Verwindungsverteilung optimiert. Die sich ergebende Ausgangskonfiguration ohne Lastabminderung wird hier ebenfalls als Vergleich herangezogen.

Die Hauptbewertungsgrößen neben der Treibstoffeffizienz sind die aerodynamische Güte (L/D) und die relative Flügelmasse. Bild 4.14 zeigt den Verlauf für die Vorstudien mit und ohne Lastabminderung, sowie hier relevante Konfigurationen.

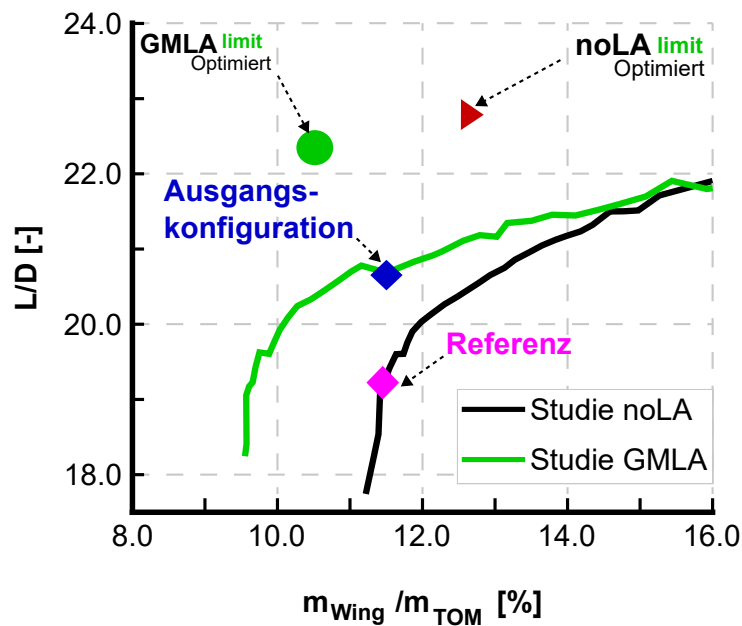


Bild 4.14: Aerodynamische Güte über der Flügelmasse für Vorstudien und Optima.

Es ist zu erkennen, dass mit zunehmender Spannweite grundsätzlich die aerodynamische Effizienz erst stark ansteigt und der Verlauf sich dann abflacht. Der Trend für die Flügelmasse ist gegenläufig. Die Reduktion der relativen Flügelmasse durch Lastabminderung ist signifikant. Die Entwicklung erklärt die Ausbildung einer minimalen Effizienz in Bild 4.12. Die Ausgangskonfiguration ist im Kern eine aerodynamische Optimierung, was sich an der vertikalen Position gegenüber der Referenz zeigt. Im Vergleich zeigen die beiden Optima aerodynamisch eine weitere signifikante Verbesserung. Wie zu erwarten, hat der Fall mit Lastabminderung dabei eine kleinere Flügelmasse. Tabelle 4.3 zeigt weitere relevante Werte der Konfigurationen.

Entwurf	m_{Wing}	OEM	m_{TOM}	$x_{\text{MAC},25\%}$
Referenz	25 318 kg	116 138 kg	220 988 kg	29.57 m
Ausgangskonfiguration	24 372 kg	114 477 kg	212 382 kg	
NoLA	25 997 kg	114 869 kg	205 577 kg	27.84 m
GMLA	20 971 kg	109 502 kg	199 390 kg	28.52 m

Tabelle 4.3: Details der Konfigurationen.

Neben der reduzierten Flügelmasse durch Lastabminderung ist zu erkennen, dass der Flügel beim Optimum ohne Lastabminderung wegen des konstanten Stabilitätsmaßes weiter vorne liegt. Das ist einer der Hauptgründe, weswegen, gegenüber dem Fall mit Lastabminderung, die Effizienz so groß ist. Die Flügelposition hat Auswirkungen auf Leitwerk und Fahrwerk. Im Gesamtentwurf kommt daher ein mit der Ausgangskonfiguration vergleichbares OEM heraus, obwohl die Flügelmasse zunimmt. Ein zweiter Punkt ist, dass das Triebwerk weiter innen liegen kann als bei dem Fall mit GMLA, da durch den grundsätzlich größeren Flügel trotzdem noch alle Manöver erreicht werden können. Auch das wirkt sich auf das Seitenleitwerk aus. Tabelle 4.4 zeigt die Ergebniswerte der Optimierungen.

Entwurf	Streckung AR	Zuspitzung TR	Pfeilwinkel φ_{LE}	Kinkposition η_k		
Referenz	9.920	0.199	32.00°	0.340		
Ausgangskonfiguration	9.92	0.199	32.00°	0.340		
NoLA	13.17	0.289	32.93°	0.223		
GMLA	13.60	0.171	32.35°	0.242		
	Profildicke t/c_R	Profildicke t/c_K	Verwindung α_K	Verwindung α_M	Verwindung α_T	
Referenz	0.120	0.120	1.00°	1.50°	-1.00°	
Ausgangskonfiguration	0.076	0.161	-4.72°	0.44°	-2.92°	
NoLA	0.103	0.140	-2.99°	-1.50°	-3.83°	
GMLA	0.087	0.140	-3.00°	-1.65°	-1.47°	

Tabelle 4.4: Optimierungsergebnisse.

Der Trend zu einer möglichst innen liegenden Triebwerksposition ist deutlich zu erkennen. Bild 4.15 zeigt die zugehörigen Grundflächen der Flügel und die Auftriebsverteilung für den Reiseflug und den 2.5g-Fall.

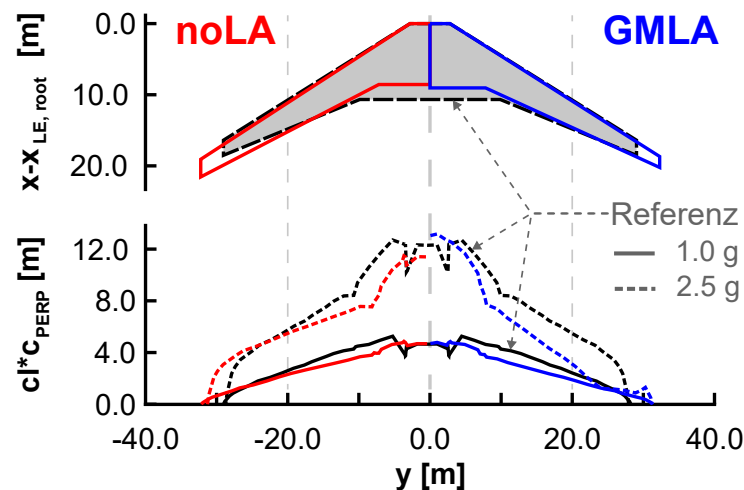


Bild 4.15: Flügelgrundfläche der Optima und Auftriebsverteilung senkrecht zur 50 %-Linie.

Die optimierten Flügel sind deutlich schlanker und haben eine geringere Flügelfläche aufgrund der konstanten Flächenlast.

Das Optimum mit Lastabminderung ist stärker zugespitzt. Beide Flügel sind deutlich elastischer als die Referenz. Die Auftriebsverteilung ist für beide Optima eher dreieckig, was einen starken Einfluss der Flügelmassenzunahme auf die Optimierung impliziert.

Betrachtet man alle Konfigurationen, von denen die wesentlichen prozentualen Verbesserungen in Tabelle 4.5 gezeigt sind, können diese ausgehend von der Referenz in etwa wie folgt zugeordnet werden:

Entwurf	Kombinierter Kraftstoffverbrauch	Differenz zur Ausgangskonfiguration	Differenz zur Konfiguration ohne Lastabminderung (NoLA)
Referenz	$2.0431 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	+9.86 %	+22.32 %
Ausgangskonfiguration	$1.8598 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-	+11.35 %
NoLA	$1.6703 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-10.19 %	-
GMLA	$1.6438 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-11.61 %	-1.59 %

Tabelle 4.5: Prozentuale Effizienzsteigerungen.

Eine reine Verwindungsoptimierung bringt etwa 3.0 % mehr Effizienz, eine reine Dickenoptimierung hingegen etwa 4.1 % (nicht hier abgebildet). Die Kombination aus beidem (Ausgangskonfiguration) erreicht etwa 9.0 % mehr Effizienz. Dazu kommt eine direkte Wirkung der aktiven Lastabminderung zwischen 1.6 % und 4.5 %. Die Flügeloptimierung ist demnach für bis zu weitere 9.3 % Effizienzsteigerung verantwortlich. Diese Effekte sind in der Optimierung natürlich kombiniert und die künstliche Aufteilung stellt eine theoretische Betrachtung dar.

Bild 4.16 zeigt, die Anzahl gültiger und konvergenter Entwürfe von je 1013 der initialen Ersatzmodelle, die jeweils das Spannweiten- und Tankkapazitätslimit erfüllen bzw. nicht erfüllen.

Zum einen ist die Gesamtzahl konvergierender Entwürfe mit Lastabminderung (91.4 %) größer als

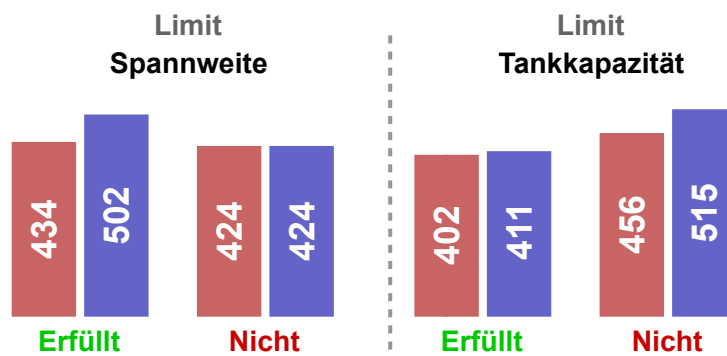


Bild 4.16: Anzahl gültiger Flugzeugentwürfe von je 1013 für **noLA** (rot) und **GMLA** (blau).

ohne (84.7%). Das Spannweitenlimit wird mit den leichteren Flugzeugen mit Lastabminderung signifikant einfacher erfüllt. Beim Tankvolumen ist der Unterschied zwar sehr gering, dennoch erfüllen die Fälle mit Lastabminderung, trotz des geringeren Tankvolumens eher das Kriterium. Der Mehrverbrauch der Konfigurationen ohne Lastabminderung macht hier den Unterschied.

Bild 4.17 zeigt eine Untersuchung mit ASWING entlang der Vorstudien über die Spannweite. Der nötige Querruderausschlag für eine Änderung des Hängewinkels von -30° auf 30° in 11 Sekunden wurde ermittelt. Bezogen auf den Kehrwert des Referenzwertes ergibt sich so eine Ruderwirksamkeit, die alle relevanten flugdynamischen Effekte, inklusive der Steuerflächengrößen berücksichtigt.

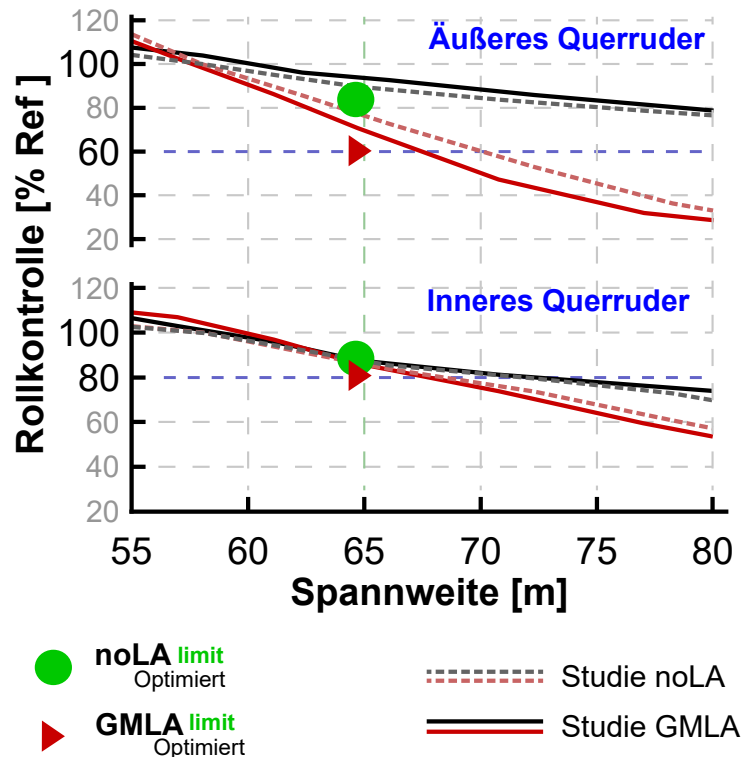


Bild 4.17: Rollsteuerungswirkung für den **starr** (schwarz) und **flexiblen** (rot) Flügel.

Grundsätzlich zeigt sich eine deutlich stärkere Abnahme der Wirksamkeit für den flexiblen Flügel. Bis zu einer Spannweite von 80m kommt es hier noch nicht zu einer Ruderumkehr. Das spricht für eine ausreichende resultierende Torsionssteifigkeit aus dem Auslegungsprozess. Insbesondere für das Optimum mit Lastabminderung ist eine deutliche Reduktion der Wirksamkeit erkennbar. Die Wirksamkeit der Steuerflächen, insbesondere beim flexiblen Flügel ist demnach von großer Relevanz für Lastabminderung. Das Optimum ohne Lastabminderung ist demgegenüber deutlich weniger vom Nachlassen der Wirksamkeit betroffen. Wie zu erwarten, ist die Wirkung des äußeren Querruders stärker durch flexible Effekte beeinflusst, als die des inneren. Die Referenzwerte für die flexible Referenz sind 3.1° für das innere und 5.1° für das äußere Querruder.

4.3.3 MBSE-System, erste Version

In AP 1.2, MBSE is applied to support the development of the design process (i.e. MDAO toolchain). Here, the example application case is the overall design of the aircraft, with a focus on aerostructural design of the wing. The Multidisciplinary Design Analysis and Optimization (MDAO) process is modeled based on the CPACS format. CPACS [34] is a data format for parameterizing aircraft in the conceptual design process, and is suitable for the exchange of data in an MDAO process. The use of a central data schema like CPACS reduces the amount of data interfaces that need to be developed. The process is modeled using MDax [35], a web-based tool developed by the DLR. Bild 4.18 shows the relation between the MDAO process model and the integrated MDAO process. More details on models and the implementation can be found in the report of milestone AP1200-DLR-03 [36].

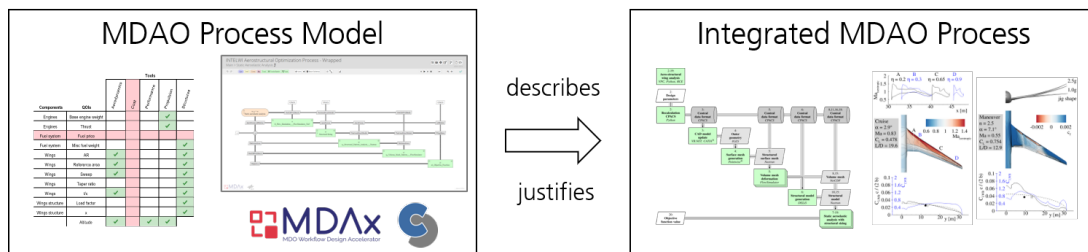


Bild 4.18: Relation between the MDAO process model that describes and justifies the integrated aero-structural wing design process.

4.3.4 MBSE-System, zweite Version

The second version of the MBSE system to support the design process adds a tool to bridge the system architecting stage and the MDAO workflow: MultiLinQ, developed by the DLR. This tool is used to define Data Schema Operations (DSOs) for architecture components and Quantities of Interest (QOIs), so that created system architectures can be synchronized with the CPACS file and the MDAO workflow can analyze the architecture. Also, it can be used to discover connections between architecture elements and design tools, thereby providing insight into whether all competences are available, or some changes or additional developments are needed. Bild 4.19 shows such a Component-Tool mapping matrix in MultiLinQ.

4.3 AP 1.2 MBSE Software-Integration für Overall Aircraft Design

Components	QOIs	Tools				
		S2B.J Aerodynamics	S2B.J Cost	S2B.J Performance	S2B.J Propulsion	S2B.J Structures
Engines	Base engine weight				✓	
Engines	Thrust				✓	
Fuel system	Fuel price					
Fuel system	Misc fuel weight					✓
Wings	AR	✓				✓
Wings	Reference area	✓				✓
Wings	Sweep	✓				✓
Wings	Taper ratio					✓
Wings	t/c	✓				✓
Wings structure	Load factor					✓
Wings structure	x					✓
Wings structure	Altitude	✓		✓	✓	
Wings structure	Mach	✓		✓	✓	
	Other weight					✓
Engines	Engine weight				✓	
Engines	SFC				✓	
Engines	Scaling factor				✓	
Engines	Scaling factor				✓	

Bild 4.19: MultiLinQ showing the Component-Tool mapping matrix.

Also MultiLinQ has been connected to the MBSE environment, and therefore directly has access to any ADORE architecture models and MDAX workflow models stored in a project. More details on models and the implementation can be found in the report of milestone AP1200-DLR-04 [37]. It also includes an example applied to the aerostructural design workflow.

4.4 AP 1.3 Referenzflügel und Gesamtflugzeug mit Basistechnologien

Die Entwurfsarbeiten des Referenzflugzeugs mit hochgestrecktem Flügel wurden erfolgreich abgeschlossen. Dabei wurde ein Prozess zur multidisziplinären Optimierung des Flügels in Kombination mit einem inversen Verfahren für den dreidimensionalen aerodynamischen Flügelentwurf eingesetzt. Durch die Anpassung der Profilgeometrien und der Verwindungsverteilung erfüllt der Entwurf nun die Auftriebsanforderungen im Niedergeschwindigkeitsbereich und erreicht den geforderten Abstand zur transsonischen Schüttelgrenze (buffet margin). Mit dem multidisziplinären Flügelentwurf wurde ein optimaler Kompromiss aus Flugleistung im Reiseflug und Strukturmasse erzielt, welcher zum geringsten, auf die Transportarbeit bezogenen, Kraftstoffverbrauch führt. In den folgenden Abschnitten werden die Ergebnisse der Evaluierung des Gesamtflugzeugs mit hochgestrecktem Flügel im Detail vorgestellt.

4.4.1 Referenzflugzeug in konventioneller Technologie

Das Basisreferenzflugzeug ist, im Gegensatz zur hochgesteckten Referenz in Abschnitt *Referenzflugzeug mit hochgestrecktem Flügel (HARW)*, ein Langstreckenflugzeug mit gewöhnlicher Flügelstreckung. Im Verbundvorhaben INTELWI kommt ein Nachentwurf der Referenzkonfiguration aus dem DLR-Projekt oLAF [38] zum Einsatz. Diese Konfiguration hat als Basisreferenzflugzeug mit gewöhnlicher Flügelstreckung zwei Funktionen: Die Abschätzung der Auswirkung des hochgestreckten Flügels und, als zeitnah verfügbare Referenz, das Testen der Schnittstellen der Software-Tools. In Tabelle 4.6 sind die wesentlichen Entwurfsanforderungen (TLARs) aufgeführt. Neben den Werten der Entwurfsmission in der Tabelle 4.8 sind noch drei weitere Bewertungsmissionen mit jeweiliger Gewichtung definiert.

TLAR	Bezeichnung	Wert
Masse pro Passgier	m_{PAX}	115 kg
PAX Economy Class	n_{PAX}	270
Design Payload	m_P	31 000 kg
Maximale Payload	$m_{P,max}$	34 000 kg
Design Reichweite	R	6000 NM
Design Machzahl	Ma	0.83

Tabelle 4.6: Grundlegende TLARs für die Referenzkonfiguration.

Die finale Basiskonfiguration des Referenzflugzeugs mit gewöhnlicher Streckung wurde für INTELWI bereitgestellt. Bild 4.20 zeigt den Entwurf in isometrischer Ansicht. Damit ist der Vorentwurf für diese Konfiguration abgeschlossen.

Zusätzlich zum Entwurf und den Daten der Auslegungsmmission wurden Missionsdaten für Off-Design-Punkte zur weiteren Analyse der Wirtschaftlichkeit erzeugt und im Projekt bereitgestellt. Dazu gehören insbesondere alle Punkte des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms für die Auslegungsmachzahl von $Ma = 0.83$ sowie eine höhere Machzahl von $Ma = 0.85$. Auch wurde die Auslastung (Nutzlast) jeweils einmal mit 100% und einmal mit 70% betrachtet. So ergaben sich insgesamt vier Datenreihen. Die wesentlichen Ausgangsparameter sind der



Bild 4.20: Isometrische Ansicht des Referenzflugzeug aus dem Vorentwurf.

Treibstoffverbrauch und die Missionsdauer. Bild 4.21 zeigt die zugehörigen Daten aus den Nutzlast-Reichweiten-Diagrammen.

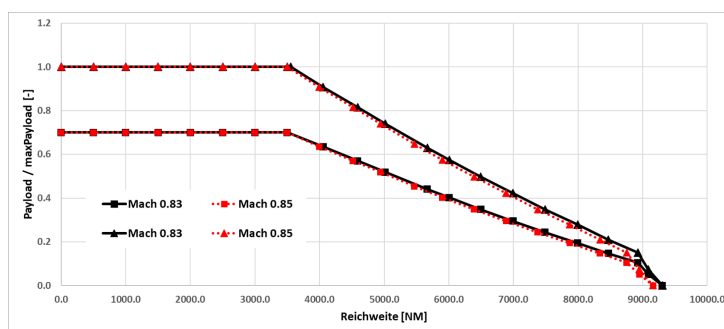


Bild 4.21: Off-Design Missionsdaten für das Referenzflugzeug.

4.4.2 Referenzflugzeug mit hochgestrecktem Flügel (HARW)

Das Referenzflugzeug stellt eine konventionelle Flugzeugkonfiguration eines Langstreckenverkehrsflugzeugs dar. Dabei ist der Rumpfquerschnitt elliptisch und der Flügel ist als Tiefdecker angeordnet. Die Mantelstromtriebwerke mit hohem Nebenstromverhältnis sind in Unterflügelanordnung positioniert. Das Leitwerk ist konventionell ausgeführt und das Hauptfahrwerk ist am Flügel angebracht.

Im Verbundvorhaben INTELWI ist ein hochgestreckter, last-geregelter, ultra-effizienter und intelligenter Flügel Gegenstand der Untersuchungen. Für den Entwurf des Flügels bilden die Zulassungsvorschriften CS-25/FAR 25 die Grundlage.

In Tabelle 4.7 wird ein Überblick über die gewählten Flugbereichsgrenzen gegeben. Dabei wurden die entsprechenden Werte vom DLR-Projekt oLAF [38] übernommen. Die angegebenen Werte dienen als Vorgaben für die Auslegung und Dimensionierung des Flugzeugs. Basierend auf den gewählten Flugbereichsgrenzen erfolgt die Definition der dimensionierenden Lastfälle für den Entwurf und die Optimierung des Flügels.

Maximale Flughöhe	H_{max}	FL 410 = 12500m
Maximale zulässige operative Mach-Zahl im Reiseflug	Ma_{MO}	0.86
Maximale zulässige operative Geschwindigkeit im Reiseflug	$V_{C,CAS} = V_{MO,CAS}$	330 kn = 170 m/s
Maximale zulässige Mach-Zahl im Bahnneigungsflug	Ma_D	0.93
Maximale zulässige Geschwindigkeit im Bahnneigungsflug	$V_{D,CAS}$	365 kn = 188 m/s
Maximal zulässiges Lastvielfaches im Manöverflug	n_{max}	+2.5
Minimal zulässiges Lastvielfaches im Manöverflug	n_{min}	-1.0

Tabelle 4.7: Flugbereichsgrenzen für die Flügeloptimierung.

Als Zielfunktion für den Entwurf und die Optimierung des Flügels wird die Minimierung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs verwendet. Dabei resultiert der kombinierte Kraftstoffverbrauch aus drei unterschiedlichen Flugmissionen („multi-mission design“). Unter Kraftstoffverbrauch wird hier die in der entsprechenden Flugmission benötigte und auf die Reichweite und Nutzlast bezogene Kraftstoffmasse $m_F / (R m_P)$ verstanden. Diese Zielsetzung entspricht auch dem in der „Vision 2020“ [1, 2] und „Flightpath 2050“ [3] formulierten Ziel der europäischen Luftfahrtforschung die CO_2 -Emissionen bezogen auf den Passagierkilometer zu reduzieren. Dabei werden die Kraftstoffverbräuche der betrachteten Flugmissionen unterschiedlich gewichtet:

$$F(\vec{x}) = \sum_i w_i \left(\frac{m_F}{R m_P} \right)_i \quad (4.2)$$

Die Gewichtung orientiert sich dabei an der erwarteten relativen Häufigkeit der Flugmissionen im Flugbetrieb. In Tabelle 4.8 wird ein Überblick über die verwendeten Flugmissionen und ihrer Gewichtung gegeben.

		Bewertungs- mission	Bewertungs- mission mit höherer Fluggeschwindigkeit	Entwurfs- mission
Mach-Zahl im Reiseflug	Ma	0.83	0.85	0.83
Reichweite (Missionsreichweite)	$R = R_{12} + R_{23} + R_{34}$	4000nm 7408km	4000nm 7408km	6000nm 11 112km
Minimale Nutzlast	m_P, min	-	-	31 000kg
Nutzlast	m_P	40 800kg	40 800kg	-
Gewichtung	w_i	0.6	0.2	0.2

Tabelle 4.8: Verwendete Flugmissionen und deren Gewichtung.

Die Mach-Zahl im Reiseflug entspricht bei der Bewertungs- und Entwurfsmission der Entwurfsmachzahl des Airbus A330neo, welcher ein typisches Langstreckenverkehrsflugzeug darstellt. Die Nutzlast der Bewertungsmission wurde aus der maximalen Nutzlast und einem Auslastungsfaktor von 0.85 bestimmt. Für die Reichweite der Bewertungsmission wurde ein typischer Wert von $R = 4000$ nm für ein Langstreckenverkehrsflugzeug gewählt.

Für das Referenzflugzeug mit hochgestrecktem Flügel (HARW) wurde die Entwurfs-Machzahl und die Flächenbelastung von der Konfiguration Airbus XRF1 übernommen. Dabei stellt diese Konfiguration einen Entwurfsschritt ausgehend vom Airbus A330 dar, welcher nach einer neuen Ausrichtung des Entwurfsanforderungen zum Airbus A350 führte. Durch geringere Anforderungen an die Reichweite wird gegenüber dem Airbus A350-900 eine deutlich geringere maximale Startmasse bei einer ähnlichen Nutzlast erreicht. Davon ausgehend kann eine deutlich größere Flügelstreckung innerhalb der Spannweitenbegrenzung von 65 m (FAA Group V, ICAO Code E) in der Größenordnung von 12.4 erreicht werden. Die zugrundeliegenden Flugzeugdaten sind in Tabelle 4.9 zusammengefasst. Mit diesen Vorgaben erfolgt der multidisziplinäre Flügelentwurf für das Referenzflugzeug mit hochgestrecktem Flügel (HARW).

Flugzeugkonfiguration		Airbus XRF1	Airbus A350-900	Referenz INTELWI-HARW
Maximale Startmasse	m_{MTO}	245 t	280 t	220 t
Entwurfsmission	R	6500 nm	8100 nm	6000 nm
	m_P	31 700 kg	30 874 kg	≈ 31 000 kg
Entwurfs-Machzahl	Ma	0.83	0.85	0.83
Pfeilwinkel Vorderkante	φ_{LE}	32°	35°	32°
Flächenbelastung	m_{MTO}/S	650 kg m ⁻²	630 kg m ⁻²	650 kg m ⁻²
Flügelfläche	S_W	376.2 m ²	442 m ²	≈ 338.5 m ²
Spannweite	b	58 m	64.75 m	64.8 m
Streckung	$A = b^2/S$	8.9	9.5	≈ 12.4

Tabelle 4.9: Airbus Flugzeuge im Vergleich zur Referenz mit hochgestrecktem Flügel (HARW).

Parametrisierung des hochgestreckten Flügels Für die Parametrisierung des Flugzeugs wird eine zentrale Geometriebeschreibung im CPACS-Format gewählt. Dabei steht CPACS für „Common Parametric Aircraft Configuration Schema“ (CPACS) [39]. Das CPACS-Format basiert auf der weit verbreiteten „Extensible Markup Language“ (XML) und ist somit hierarchisch aufgebaut und visuell lesbar.

Die Verwendung des CPACS-Formats erlaubt eine generische und vollständig parametrische Beschreibung des Flugzeugs. In CPACS wird eine auf Profilschnitten basierende Geometriebeschreibung verwendet, welche für die Simulationsverfahren im Konzeptentwurf entwickelt wurde.

Die parametrische Flugzeugbeschreibung in CPACS beinhaltet neben der Beschreibung der Außengeometrie auch eine Beschreibung der zugehörigen Innengeometrie. In CPACS erfolgt die Beschreibung der Innengeometrie basierend auf der Außengeometrie. Dies beinhaltet zum Beispiel die Anordnung der Holme, Rippen und Versteifungselemente (Stringer).

Die hier verwendeten Entwurfsparameter unterscheiden sich von den in der CPACS-Beschreibung verfügbaren Parametern. Hier werden Programmroutinen eingesetzt, welche aus den gewählten Entwurfsparametern die Werte der CPACS-Parameter berechnen. Dies beinhaltet auch die erforderlichen Funktionalitäten zur Kontrolle und Einhaltung von geometrischen Nebenbedingungen.

Der Grundriss des Flügels wird als Vierfachtrapezflügel aus 15 Profilschnitten (hier analog zu CPACS als Sektionen bezeichnet) modelliert. Dabei wird das äußere Flügeltrapez zur

Geometrieparameter	Bezeichnung	Referenz INTELWI-HARW
Flügelfläche	S	338.495 m ²
Streckung	A	12.406
Bezugsflügeltiefe	c_{MAC}	7.32 m
Kinkposition Innenflügel	η_6	0.3175
Kinkposition Außenflügel	η_9	0.6639
Zuspitzung Innenflügel	$\lambda_{6/2}$	0.4786
Zuspitzung mittlerer Flügelbereich	$\lambda_{9/6}$	0.5262
Zuspitzung Außenflügel	$\lambda_{11/9}$	0.5533
Zuspitzung Flügelspitze	$\lambda_{15/11}$	0.2835
Vorderkantenpfeilwinkel Innenflügel	$\varphi_{LE,6/2}$	37.4°
Vorderkantenpfeilwinkel Außenflügel	$\varphi_{LE,11/6}$	32.0°
Vorderholmposition zentraler Flügelkasten	$(x_{FS}/c)_2$	0.200
Vorderholmposition Innenflügel	$(x_{FS}/c)_6$	0.160
Vorderholmposition Außenflügel	$(x_{FS}/c)_{11}$	0.200
Vorderholmposition Flügelspitze	$(x_{FS}/c)_{15}$	0.200
Mittelholmposition Innenflügel	$(x_{MS}/c)_2$	0.425
Mittelholmposition Außenflügel	$(x_{MS}/c)_6$	0.420
Hinterholmposition zentraler Flügelkasten	$(x_{RS}/c)_2$	0.650
Hinterholmposition Innenflügel	$(x_{RS}/c)_6$	0.680
Hinterholmposition mittlerer Flügelbereich	$(x_{RS}/c)_9$	0.620
Hinterholmposition Außenflügel	$(x_{RS}/c)_{11}$	0.600
Hinterholmposition Flügelspitze	$(x_{RS}/c)_{15}$	0.600

Tabelle 4.10: Geometrieparameter zur Beschreibung des Flügelgrundrisses.

NURBS-Kurven für das Referenzflugzeug dargestellt. Ausgehend von den Flügelsektionen für die eine Vorgabe durch einen Entwurfparameter entsprechend Bild 4.22 erfolgt, wird jeweils eine NURBS-Kurve für die spannweite Verwindungs- und relative Profildickenverteilung bestimmt. Für die anderen Flügelsektionen werden die Werte aus dem Verlauf der NURBS-Kurve entnommen und auf die Flügelgeometrie übertragen.

Die Einhaltung der geometrischen Randbedingungen für die Integration der Steuerflächen und des Fahrwerks erfolgt nach der Bestimmung der Flügelgeometrie durch ein iterativen Vorgehen.

In Bild 4.22 sind die verwendeten Flügelsektionen und die Definition der gewählten Geometrieparameter angegeben. Ein Überblick über die Geometrieparameter wird in Tabelle 4.10 gegeben. Die Profile des Rumpfes werden vorerst nicht parametrisiert, sondern als dimensionslose Profilkoordinaten direkt von der im DLR-Projekt oLAF entwickelten Referenzkonfiguration [38] übernommen.

Für die Parametrisierung der Flügelprofile wird die CST-Parametrisierungsmethode von Kulfan [40], [41] ausgewählt. Bei der klassischen CST-Parametrisierungsmethode werden Bernstein-Polynome für die „Shape Function“ verwendet. Um lokale Details der Profilkontur aufzulösen, wird dabei eine hohen Anzahl an Parametern benötigt. Dies ist auf die äquidistanten Wirkbereiche der Bernstein-Polynome zurückzuführen. Hier wird deshalb eine Erweiterung der CST-Parametrisierungsmethode eingesetzt, welche NURBS-Kurven als „Shape Function“ verwendet. Die entsprechende Methode wird in [42] beschrieben. Durch diese Erweiterung können auch lokale Details mit einer deutlich geringeren Anzahl an Parametern beschrieben werden.

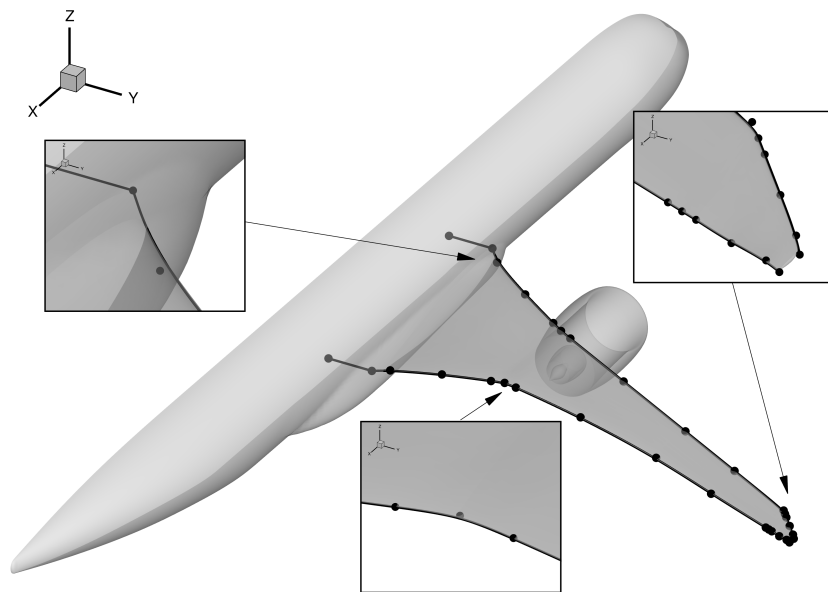
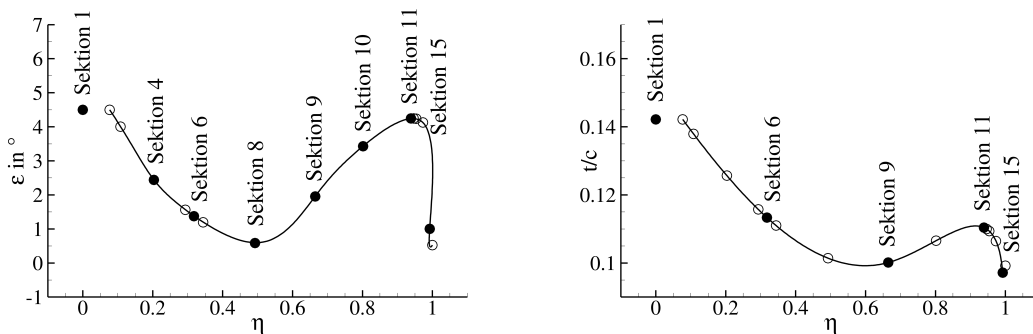


Bild 4.23: Parametrisierung des Flügelgrundrisses mit NURBS-Kurven an der Vorder- und Hinterkante.



(a) Parametrisierung der Verwindungsverteilung mit einer NURBS-Kurve ausgehend von einer Vorgabe der Verwindung an 8 Sektionen.

(b) Parametrisierung der Dickenverteilung mit einer NURBS-Kurve ausgehend von einer Vorgabe der relativen Profildicke an 5 Sektionen.

Bild 4.24: Parametrisierung der Verwindungsverteilung und der relativen Profildickenverteilung beim Referenzflugzeug.

Die CST-Methode beschreibt die Profiler- (Index us) und Profilerunterseite (Index ls) mit den Gleichungen 4.3 und 4.4.

$$\frac{z_{us}}{c} = C_{1.0}^{0.5} S_{us} + \left(\frac{z_{TE}}{c} \right)_{us} \frac{x}{c} \quad (4.3)$$

$$\frac{z_{ls}}{c} = C_{1.0}^{0.5} S_{ls} + \left(\frac{z_{TE}}{c} \right)_{ls} \frac{x}{c} \quad (4.4)$$

Hierbei ist $C_{1.0}^{0.5}$ die sogenannte „Class Function“. Sie wird für Profilgeometrien mit runder Nase und spitzer Hinterkante in Gleichung 4.5 angegeben.

$$C_{1.0}^{0.5} = \left(\frac{x}{c}\right)^{0.5} \left(1 - \frac{x}{c}\right)^{1.0} \quad (4.5)$$

Die mit „Shape Function“ bezeichneten Ausdrücke S_{us} und S_{ls} beschreiben den Verlauf der Profilkontur. Auf eine Unterscheidung von Profilober- und Profilunterseite soll in der folgenden Beschreibung verzichtet werden, um die Lesbarkeit zu verbessern. Die hier verwendete „Shape Function“ setzt sich entsprechend Gleichung 4.6 aus zwei Anteilen zusammen.

$$S(u) = S_{Bernstein}\left(\frac{x}{c}\right) + S_{NURBS,z}(u) \quad \text{mit} \quad \frac{x}{c} = S_{NURBS,x}(u) \quad \text{für} \quad u \in [0, 1] \quad (4.6)$$

Der ersten Anteil entspricht der klassischen CST-Parametrisierungsmethode von Kulfan [40], [41] mit der Verwendung von Bernstein-Polynomen. Dieser wird hier um einen zweiten Anteil erweitert, welcher eine „Non-Uniform Rational B-Splines“-Kurve (NURBS) verwendet. Mit diesem Ansatz können beide Anteile unabhängig und zusammen verwendet werden. Die Bernstein-Polynome eignen sich besonders für die globale Geometriebeschreibung mit einer geringen Anzahl von Parametern. Mit der NURBS-Kurve können auch lokale Details der Profilgeometrie mit einer geringen Anzahl an Parametern beschrieben werden. Auf eine Beschreibung der NURBS-Kurven soll an dieser Stelle verzichtet werden und auf die Literatur z.B. von Piegl und Tiller [43] verwiesen werden.

In Bild 4.25 werden ein transsonisches Profil und die zugehörige „Shape Function“ gezeigt. Dabei wird die „Shape Function“ mit jeweils 12 Kontrollpunkten für die Profilober- bzw. Unterseite unter der jeweiligen Verwendung einer B-Spline-Kurve vom Grad $p = 4$ parametrisiert. Mit dieser relativ geringen Anzahl an Parametern können die lokalen Details der „Shape Function“ im Bereich der Profilnase und der Hinterkante sehr gut wiedergegeben werden.

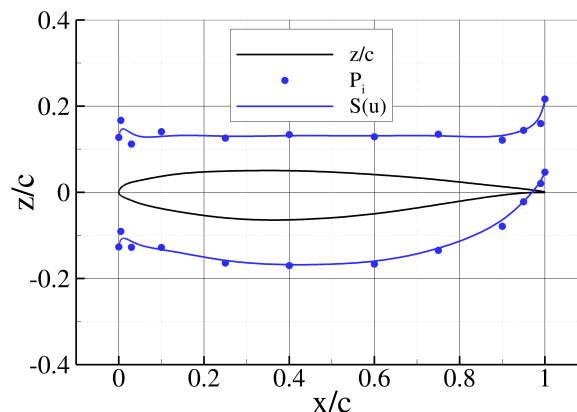


Bild 4.25: Mit 2 · 12 B-Spline-Kontrollpunkten parametrisiertes transsonisches Profil.

Für die Variation der relativen Profildicken am Tragflügel kommt eine Skalierung der Profilkordinaten in z-Richtung zum Einsatz. Dies ist mit einer geringen Änderung der Profilwölbung verbunden, welche hier aufgrund der geringen Werte akzeptiert wird.

Für die parametrische Beschreibung der Innengeometrie des Flügels wird das CPACS-Format verwendet. Im CPACS-Format sind die Holmlagen, die Rippenpositionierung und deren Ausrichtung und die Tankregionen parametrisch vorzugeben.

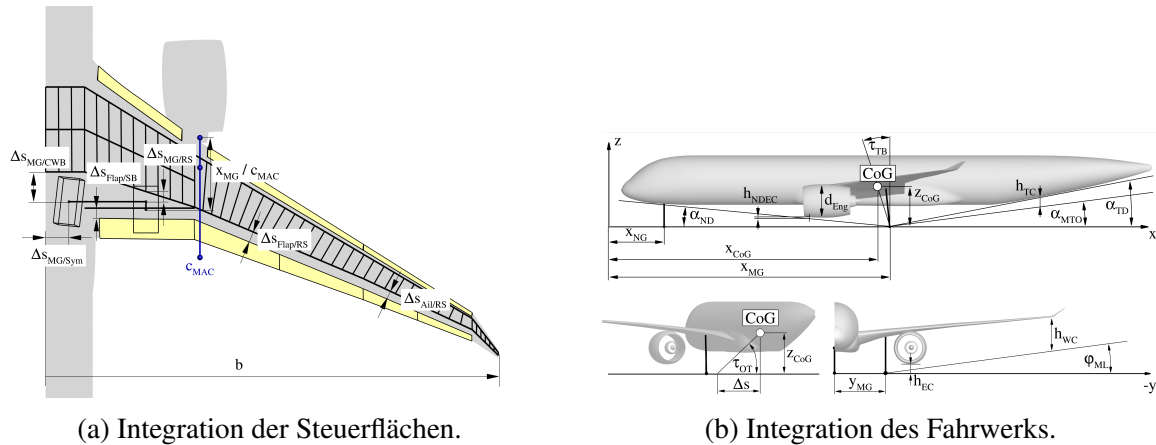


Bild 4.26: Geometrische Nebenbedingungen.

Für den Flügel kann die Flügelfläche als geometrische Nebenbedingung vorgegeben werden. Die Einhaltung der geometrischen Nebenbedingungen erfolgt dabei mit einem iterativen Vorgehen.

Die geometrischen Nebenbedingungen beinhalten die Beschränkung der äußeren Abmessungen, die Sicherstellung von Stabilität und Steuerbarkeit und die Integration von Flügelkasten, Fahrwerk und Steuerflächen in den Flügel. Dabei erfolgt die Positionierung des Flügels, des Höhen- und Seitenleitwerks unter der Nebenbedingung einer jeweils konstanten x -Position des geometrischen Neutralpunkts. Für die Dimensionierung des Leitwerks wird entsprechend den Ausführungen im Projektbericht [42] eine einfache Methode aus dem Konzeptentwurf, welche auf konstanten Volumenfaktoren basiert, verwendet.

In Bild 4.26a werden die geometrische Nebenbedingungen des Flügels dargestellt. Dies beinhaltet die Beschränkung der Spannweite, um entsprechend der Kategorie des Luftfahrzeugs eine Konformität zur Flughafeninfrastruktur zu gewährleisten. Weiterhin ist genügend Bauraum für die Aktuatoren der Steuerflächen und das Hauptfahrwerk mit dem zugehörigen Fahrwerksträger vorzusehen. Die x -Position des Radaufstandspunkts des Hauptfahrwerks relativ zur Bezugsflügeltiefe ist durch den zulässigen Schwerpunktbereich festgelegt. Die Lagerung des Hauptfahrwerkbeins erfolgt in der Regel zwischen Hinterholm und Fahrwerksträger. Durch die Neigung der Achse des Hauptfahrwerkbeins wird ein Versatz in x -Richtung zwischen der Lagerung des Hauptfahrwerkbeins und des Radaufstandspunkts erreicht. Diese Neigung der Achse des Hauptfahrwerkbeins ist aufgrund einer möglichst einfachen Hauptfahrwerksgeometrie und geringen Fahrwerksmasse auf kleine Winkel zu begrenzen. Weiterhin ist genügend Raum für das Hauptfahrwerk im eingefahrenen Zustand vorzusehen. Dabei ist auch auf genügend Bauraum für den zentralen Längsträger des Rumpfes zu achten, welcher in der Symmetrieebene verläuft. Weitere geometrische Nebenbedingungen, welche die Integration des Fahrwerks betreffen, sind in Bild 4.26b dargestellt. Diese Bedingungen ermöglichen ein sicheres Rollen am Boden und gewährleisten die benötigten Bodenabstände von Rumpf, Flügel und Triebwerk bei Start und Landung.

4.4 AP 1.3 Referenzflügel und Gesamtflugzeug mit Basistechnologien

Geometrische Nebenbedingung	Bezeichnung	Wertebereich	Referenz INTELWI-HARW
Spannweite (mit Klappflügel bis 71.8 m)	b	52 m bis 65 m	64.80 m
Schwerpunktlage	x_{CoG}	32 % bis 40 % c_{MAC}	32 % bis 40 % c_{MAC}
Nutzbare Tankvolumen	V_F	$V_F \geq V_{F,req}$	110.3 m ³
Spurweite Hauptfahrwerk	$2 y_{MG}$	10.0 m bis 13.0 m	12.2 m
Belastung des Bugfahrwerks	$F_{NG}/(m g)$	5 % bis 20 %	5.2 %
Umkippwinkel beim Rollen	τ_{TB}	$\geq 15^\circ$	16.3°
Umkippwinkel bei Kurvenfahrt mit 0.5g	τ_{OT}	$\leq 63^\circ$	40.2°
Rotierwinkel beim Start	α_{TO}	$\geq 10^\circ$	10.5°
Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfhecks	α_{TD}	$\geq 11^\circ$	11.1°
Maximal zulässiger Hängewinkel (Landung)	φ_{ML}	7°	7°
Abstand des Rumpfhecks zur Startbahn (Start)	h_{TC}	≥ 0.25 m	0.25 m
Abstand der Flügelspitze zur Startbahn (Landung)	h_{WC}	≥ 0.40 m	4.28 m
Abstand des Triebwerks zur Startbahn (Landung)	h_{EC}	≥ 0.40 m	0.69 m
Abstand des Triebwerks zur Startbahn bei eingeknicktem Bugfahrwerk (Landung)	h_{NDEC}	≥ 0.10 m	0.40 m
Position Radaufstandspunkt Hauptfahrwerk	x_{MG}	60 % c_{MAC}	60 % c_{MAC}
Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein (ausgefahrener Zustand)	τ_{Cas}	83° bis 90°	83.6°
Abstand der Landeklappen zum Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$	≥ 0.2 m	0.34 m
Abstand des Hauptfahrwerks zum zentralen Flügelkasten	$\Delta s_{MG/CWB}$	1.9 m bis 2.9 m	2.35 m
Abstand des Hauptfahrwerks zum Hinterholm	$\Delta s_{MG/RS}$	0.6 m bis 1.6 m	1.0 m
Abstand des Hauptfahrwerks zur Symmetrieebene	$\Delta s_{MG/Sym}$	1.4 m bis 1.6 m	1.5 m
Konstante Klappentiefe im Innenflügelbereich	$c_{F,in}$	<i>konst.</i>	1.15 m
Abstand des Hinterholm zur Landeklappen	$\Delta s_{Flap/RS}$	$\geq 0.065 c_{MAC}$	0.067 c_{MAC}
Abstand des Hinterholm zum Querruder	$\Delta s_{Ail/RS}$	$\geq 0.040 c_{MAC}$	0.040 c_{MAC}
Abstand des Hinterholm zur Steuerfläche am Winglet	$\Delta s_{Tip/RS}$	$\geq 0.010 c_{MAC}$	0.010 c_{MAC}
Geometrischer Neutralpunkt Flügel	$x_{AC,W}$	<i>konst.</i>	32.60 m
Volumenfaktor Höhenleitwerk	$c_{V,HTP}$	0.850	0.850
Streckung Höhenleitwerk	A_{HTP}	<i>konst.</i>	4.996
Geometrischer Neutralpunkt Höhenleitwerk	$x_{AC,HTP}$	<i>konst.</i>	64.14 m
Volumenfaktor Seitenleitwerk	$c_{V,VTP}$	0.075	0.075
Streckung Seitenleitwerk	A_{VTP}	<i>konst.</i>	1.538
Geometrischer Neutralpunkt Seitenleitwerk	$x_{AC,VTP}$	<i>konst.</i>	62.77 m
Rumpflänge	l_{Fus}	<i>konst.</i>	67.78 m
Rumpfbreite	w_{Fus}	<i>konst.</i>	6.05 m
Rumpfhöhe	h_{Fus}	<i>konst.</i>	6.17 m
Triebwerksdurchmesser	d_{Eng}	<i>konst.</i>	4.18 m
Triebwerkslänge:	l_{Eng}	<i>konst.</i>	6.54 m

Tabelle 4.11: Geometrische Nebenbedingungen des Referenzflugzeugs.

Darüber hinaus wird das im Flügelkasten für den Kraftstoff zur Verfügung stehende Tankvolumen V_F berechnet und mit dem für die betrachteten Flugmissionen benötigten Kraftstoff-

volumen $V_{F,req}$ verglichen. Dabei wird angenommen, dass 85 % des Innenvolumens für den in der Flugmission nutzbaren Kraftstoff zur Verfügung steht. Der Schwerpunktbereich wurde auf $0.32 \leq x_{CoG}/c_{MAC} \leq 0.40$ festgelegt, um möglichst viele Beladungszustände abzudecken und gleichzeitig gute Flugeigenschaften im Hinblick auf Stabilität und Steuerbarkeit zu ermöglichen.

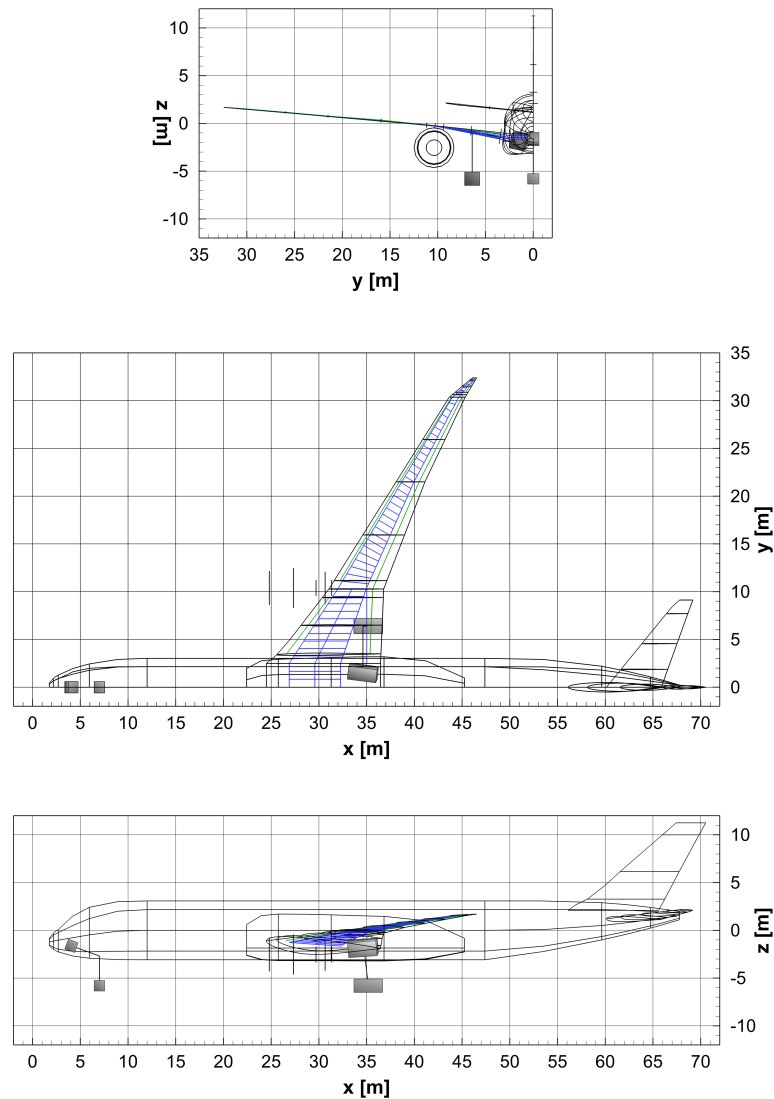


Bild 4.27: Referenzflugzeug mit hochgestrecktem Flügel (HARW).

Ein Überblick über die geometrischen Nebenbedingungen des Referenzflugzeugs wird in Tabelle 4.11 gegeben. Dies beinhaltet auch die Angabe der äußeren Abmessungen von Rumpf und Triebwerk. Die Rumpfgeometrie wurde für eine dem Airbus A350-900 entsprechende Nutzlast entworfen und die Triebwerksgeometrie entspricht einem Entwurf für ein dreiwelliges Turbofan-Triebwerk mit Getriebe und hohem Nebenstromverhältnis der kommenden Generation.

Unter Verwendung der beschriebene Parametrisierung des Flügels und der geometrischen Nebenbedingungen wurde ein Flügelgrundriß für das Referenzflugzeug mit hochgestreckten

Flügel bestimmt. Dabei wurden Methoden der Versuchsplanung für die systematische Variation der Geometrie des Flügelgrundrisses unter Berücksichtigung der geometrischen Nebenbedingungen eingesetzt. Von den gefundenen Geometrien des Flügelgrundrisses wurde ein geeigneter Grundriss ausgewählt, welcher einen möglichst großen Flügelkasten und genügend Freiraum für ein Triebwerk mit Getriebefan der kommenden Generation aufweist. In Bild 4.27 wird die Dreiseitenansicht des Referenzflugzeugs mit hochgestrecktem Flügel (HARW) dargestellt. Dieses Referenzflugzeug mit dem hochgestreckten Tragflügel bildet die Basis für die Forschungsarbeiten am last-geregelten, ultra-effizienten, intelligenten Flügel im Verbundvorhaben INTELWI.

Parametrische CFD-Netzgenerierung Im Rahmen der Gesamtflugzeugoptimierung durch Hi-Fi basierte MDO-Prozesse ist die parametrische CFD Netz Erzeugung ein wichtiger Baustein der Prozesskette. Da sich die Form der Flugzeuggeometrie in jedem Optimierungsschritt ändert und zudem eine Flügeldeformation unter aerodynamischer Last eintritt, muss das CFD Rechenetz diesen Änderungen jeweils angepasst werden. Kleinere Deformationen lassen sich i.d.R. effektiv über Netzdeformationstechniken abbilden. Für größere Deformationen sowie relative Lageänderungen von Baugruppen ist eine Neuvernetzung erforderlich.

Der in AP 1.3 eingesetzte MDO-Prozess [44] wird für die gekoppelte Aero-Struktur-Simulation von Flügel-Rumpf-Triebwerks Konfigurationen erweitert. Teil dieser Erweiterung ist die hier beschriebene Anpassung der automatischen, parametrischen Netzerzeugung. Diese erfasst folgende Punkte:

- Erweiterung eines bestehenden Prozesses zur Erzeugung von strukturierten Oberflächen-netzen für Flügel-Rumpf-Durchflussgondel Konfigurationen
- Ausgabe des Oberflächennetzes im NASTRAN bulk data format *.bdf
- Automatische Volumennetzerzeugung für den Strömungslöser TAU

Für die Anwendung im MDO Prozess stellt sich eine Reihe von Anforderungen an den Netzgenerierungsprozess. Diese sind:

- Automatisierung/Steuerung durch den MDO-Prozess
- Geringe Laufzeit der Netzerzeugung
- Hohe Robustheit
- Steuerbarkeit der Netzauflösung durch den Nutzer
- möglichst gleichbleibende Netzqualität bei Geometrieänderungen
- Erhaltung der bestehenden Namenskonvention für Oberflächenmarker (boundary mapping)
- Modularität

Für die Netzerzeugung wird die kommerzielle Software *Pointwise* V18R4 eingesetzt [45]. Ausgangspunkt ist die vom parametrischen CAD-Modell erstellte Oberflächendefinition der Konfiguration im IGES-Format. Die automatisierte Netzgenerierung erfolgt über Steuerskripte, die in der Pointwise eigenen, objektorientierten Skriptsprache *glyph2* geschrieben wurden. Ein Top-level Skript steuert den Ablauf der einzelnen, aufeinander aufbauenden Arbeitsschritte. Zunächst erfolgt die Erstellung der Oberflächennetze für alle Körperoberflächen. Hierzu werden Punkteverteilungen auf den Randkurven der CAD-Panele generiert. Diese werden im Anschluss für die Definition strukturierter Oberflächennetze auf den CAD-Flächen verwendet. Die Netzauflösung lässt sich über entsprechende, im Skript anzugebende Parameter steuern. Die konsequente Benennung aller Kurven und Flächen aus dem CAD-Modell wird bei der Netzgenerierung fortge-

setzt. Jedes neu erzeugte Element muss entsprechend benannt werden und einen konsistenten, parametrischen Netzgenerierungsprozess sicherzustellen.

Bild 4.28 zeigt verschiedene Ansichten des so erzeugten, strukturierten Oberflächennetzes.

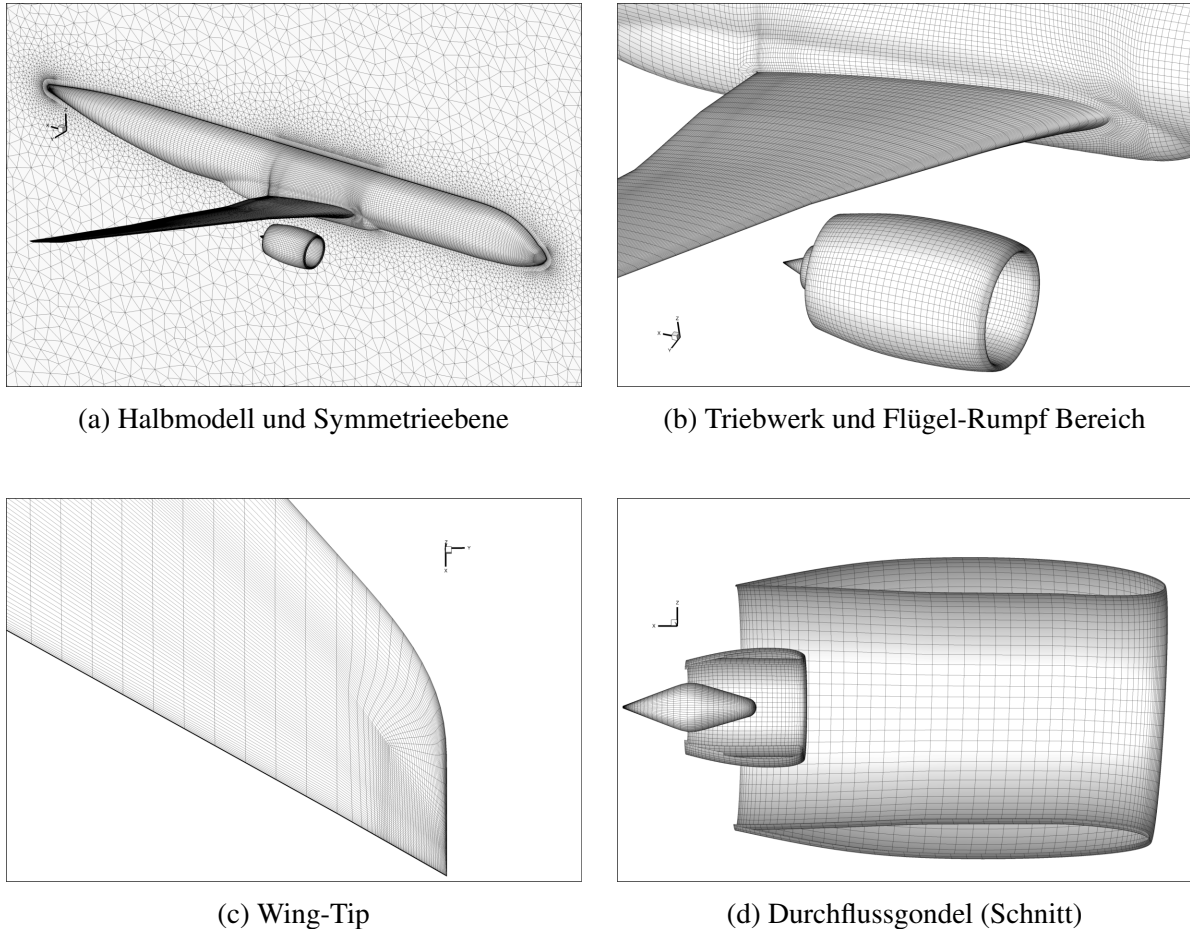


Bild 4.28: CFD Oberflächennetz, Detailansichten

Die Erzeugung des Volumennetzes baut auf dem strukturierten Oberflächennetz auf. Hierbei wird ein hybrider Netzgenerierungsansatz verwendet. Gegenüber rein block-strukturierten Netzen ist mit diesem Ansatz eine Vernetzung mit wesentlich geringeren Knotenpunktzahlen möglich, was den Rechenzeitanforderungen im MDO-Prozess Rechnung trägt. Die Volumennetzerzeugung erfolgt in zwei Schritten. Zunächst wird mittels eines Extrusionsverfahrens der wandnahe Bereich strukturiert vernetzt. Das Extrusionsverfahren stellt eine hohe Netzqualität sicher und ermöglicht eine gute Kontrolle des Zellwachstums. Im Bereich der Flügel-Rumpf Verschneidung wird zusätzlich ein strukturierter Übergangsbereich zwischen dem extrudierten Flügel- und dem Rumpfnetz eingefügt. Somit sind sämtliche wandnahen Bereiche qualitativ hochwertig vollstrukturiert vernetzt. Topologisch handelt es sich bei den strukturierten Bereichen um O-Netze. Im zweiten Schritt der Volumenvernetzung wird das „advancing front“-Verfahren *T-REX* [46] verwendet. Dieses ermöglicht eine Weiterführung strukturierter Netze in das Feld, wo dieses möglich und erwünscht ist. Dort wo die lokale Qualität der Hexaeder degradiert oder die Kollision von Netzfronten auftritt, wird automatisch auf ein Verfahren zur Erzeugung isotroper, unstrukturi-

rierter Tetraederzellen umgeschaltet. Die in Bild 4.29 gezeigten Schnitte durch das Volumennetz verdeutlichen dieses Verhalten. Man erkennt, dass im Bereich der Flügel-Rumpf-Verschneidung der wandnahe vollstrukturierte Bereich erhalten bleibt.

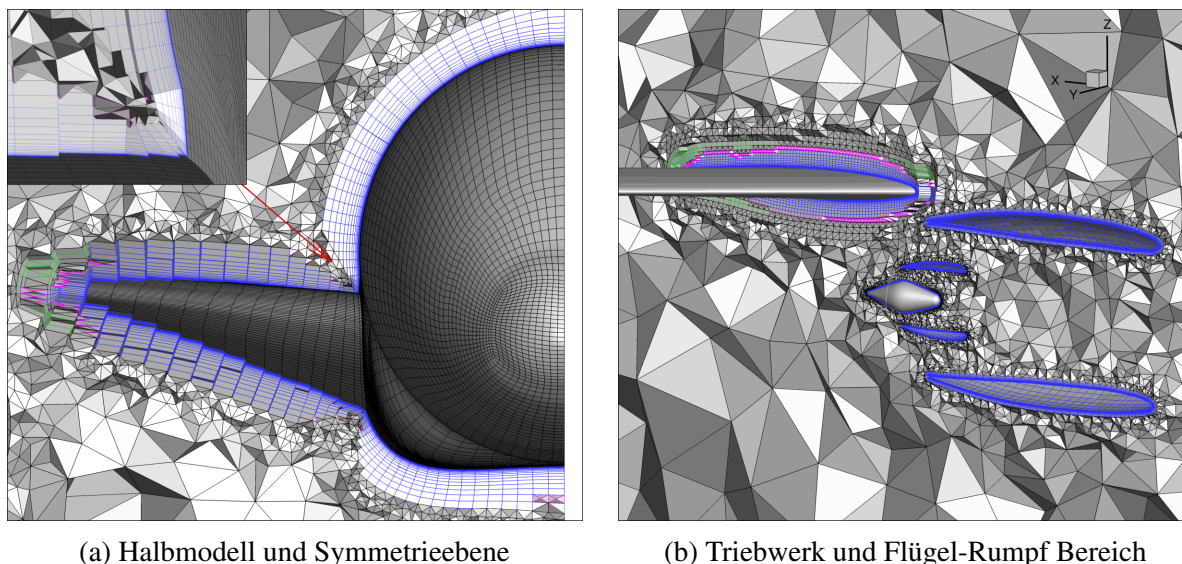


Bild 4.29: CFD Oberflächennetz, Detailansichten

Die Auflösung des in Bild 4.29 gezeigten Beispiels beträgt $3,3E6$ Knotenpunkte. Die Laufzeiten zur Erzeugung dieses Testfalls betragen ca. 120s für das Oberflächennetz und 220s für das Volumennetz (Workstation, 1 CPU-Kern). Diese verhältnismäßig kurzen Laufzeiten ermöglichen eine Neuvernetzung im Rahmen des MDO-Prozesses mit gleichbleibender Qualität.

Aufbau von CAD-ROMs Der Aufbau von CAD-ROMs entfällt, da die in AP 2.1 genutzten Entwurfsmethoden entsprechend den Ausführungen im folgenden Abschnitt angepasst wurden.

Adaptierte Prozesskette für die High-Fidelity Optimierung Die in AP 2.1 für die Entwicklung der hochgestreckten Konfiguration mit und ohne aktive Lastabminderung eingesetzten Methoden wurden in Absprache mit dem Verbundführer angepasst. Entgegen der ursprünglichen Planung kommt kein gradientenbasiertes Optimierungsverfahren zum Einsatz, weil diese Methode noch nicht vollständig einsatzbereit ist. Um dennoch die Projektziele zu erreichen, wurde der Entwurf unter Einsatz der bestehenden MDO-Prozesskette in Kombination mit dem inversen 3D-Entwurfsverfahren [47] durchgeführt. Hierbei blieb der Gesamtumfang der Arbeiten gegenüber der ursprünglichen Planung unverändert. Der für die gradientenbasierte MDO-Prozesskette erforderliche Aufbau von CAD-ROMs entfiel und wurde durch die Erzeugung von Zieldruckverteilungen für das inverse Entwurfsverfahren ersetzt. Die iterative Nutzung von MDO-Prozess und inversem Entwurf erforderte die Entwicklung einer automatisierten Übertragung der mittels inversem Entwurf erzeugten Profilgeometrien des Flügels in das vom MDO-Prozess verwendete parametrische Format. Bild 4.30 stellt den eingesetzten Prozessablauf dar.

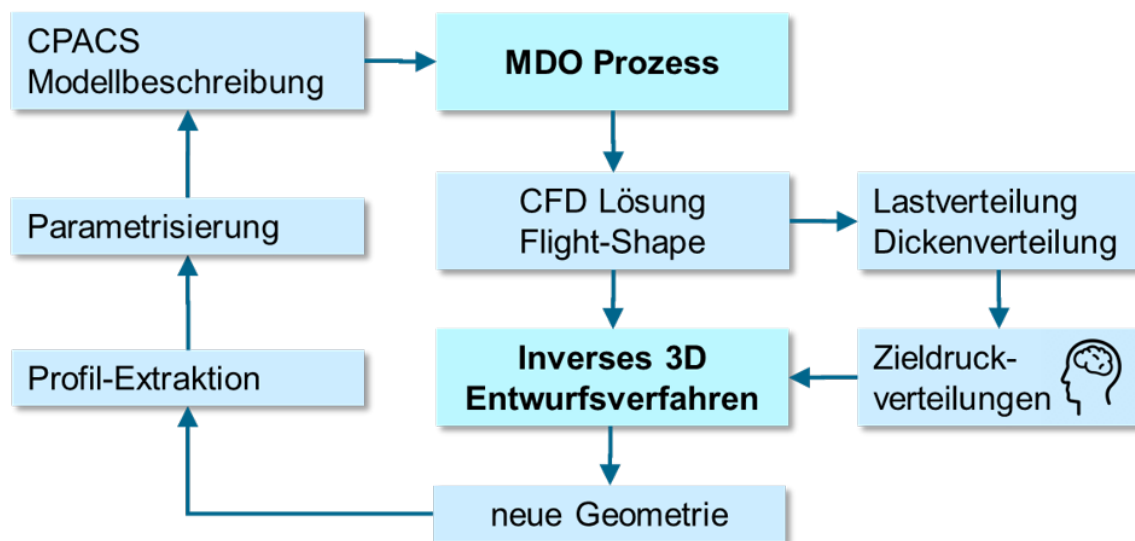


Bild 4.30: Integration des inversen Entwurfsverfahrens in den MDO-Prozess.

Erste Optimierung der Verwindungsverteilung für das Referenzflugzeug mit hochgestrecktem Flügel (HARW) Für die entwickelte Referenzkonfiguration mit hochgestrecktem Flügel [48] wurde eine erste multidisziplinäre Mehrpunkt-Optimierung der Verwindungsverteilung durchgeführt. Hierzu wurde die im Rahmen des DLR-Projektes VicToria von Wunderlich entwickelte Prozesskette zur multidisziplinären Flügeloptimierung [44] eingesetzt. Kern dieser Prozesskette ist eine parallele statische aeroelastische Analyse für mehrere Flugzustände mit eingebundener Strukturauslegung für Flügel in Faserverbundbauweise.

Als Zielfunktion der Optimierung wurde der kombinierte Kraftstoffverbrauch gewählt. Dieser setzt sich aus drei Reiseflugbetriebspunkten [48] zusammen, die verschiedene Flugmissionen entsprechend Tabelle 4.8 repräsentieren. Geometrische, aerodynamische sowie flugmechanische Anforderungen werden in Form von Nebenbedingungen berücksichtigt. Die Strukturauslegung des Flügelkastens stellt einen eigenen Suboptimierungsprozess dar. Dabei erfolgt die automatisierte Generierung des Strukturmodells mit dem vom DLR-Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik entwickelten Programm DELiS. Für die Strukturoptimierung kommt das kommerzielle Programm HyperSizer[®] [49]) zum Einsatz. Neben den Betriebspunkten im Reiseflug werden dimensionierende Manöver-Lastfälle mit maximalem Lastvielfachen (+2.5g, -1.0g) sowie ein Fall mit Querruderausschlag betrachtet. Seit kurzem kann zudem ein Landestoßfall mit vorgegebener Sinkrate mitberücksichtigt werden (LC4). Tabelle 4.12 fasst die betrachteten Flugmissionen und die strukturdimensionierenden Manöverlastfälle zusammen.

Die Berücksichtigung von Trimmung und Triebwerksschub erfolgt im MDO-Prozess auf analytischer Basis und wird in einem eigenen Trimmprozess durchgeführt. Hierdurch wird eine rechenintensive iterative Berechnung im Rahmen der Strömungs-Struktur-Kopplung vermieden und der MDO Prozess beschleunigt.

Als Parameter der Verwindungsoptimierung werden fünf (später acht) spannweite Flügelsektionen durch den Optimierer angepasst. Wie in Bild 4.31a gezeigt, weist die auf minimalen Kraftstoffverbrauch optimierte Verwindungsverteilung (rote Kurve) signifikante Änderungen

		Mach-Zahl Ma	Flughöhe H	Masse m	Lastvielfaches n_z	Klappen-/Ruder
Reiseflug	FC1	0.83	10668m	190281kg	1.0	-
	FC2	0.85	10668m	192643kg	1.0	-
	FC3	0.83	10363m	203655kg	1.0	-
Lastfälle	LC1	0.552	0m	220068kg	+2.5	-
	LC2	0.655	3048m	219832kg	-1.0	-
	LC3	0.552	0m	219750kg	+2.0	Querruder 5°, 2°
	LC4	0.265	0m	187011kg	-1.4	Hochauftriebskonfiguration

Tabelle 4.12: Flugmissionen und Lastfälle im MDO Prozess.

gegeüber der initialen Verwindungsverteilung (schwarze Kurve) auf. Insgesamt ist eine Erhöhung des Einstellwinkels des Flügels zu erkennen. Im Außenflügelbereich erfolgt ein deutliches Aufdrehen zu höheren Verwindungswinkeln. Dies kompensiert die Entlastung des Aussenflügelbereichs in Folge der Biege-Torsions-Kopplung des gepfeilten Flügels. Für den hochgestreckten, und somit biegeweichen Flügel (siehe Bild 4.32), ist ein starkes Aufdrehen dieses Bereichs erforderlich, um eine günstige Lastverteilung zu erreichen. Die erste Optimierung der Verwindungsverteilung ergab eine Verbesserung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs von $m_F/(R m_P) = 1.89 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$ auf $m_F/(R m_P) = 1.57 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$. Bedingt durch den insgesamt höheren Einstellwinkel des Flügels beträgt der Anstellwinkel im Reiseflug (FC1) $\alpha = 2.2^\circ$ gegenüber $\alpha = 2.9^\circ$ bei der Ausgangskonfiguration. Die Auflastung des Aussenflügels verbessert die Gleitzahl von zuvor $L/D = 17.25$ auf $L/D = 18.45$. Jedoch steigt die Betriebsleermasse in Folge der höheren Belastung von $m_{OE} = 117.77 \text{ t}$ auf $m_{OE} = 118.45 \text{ t}$ an.

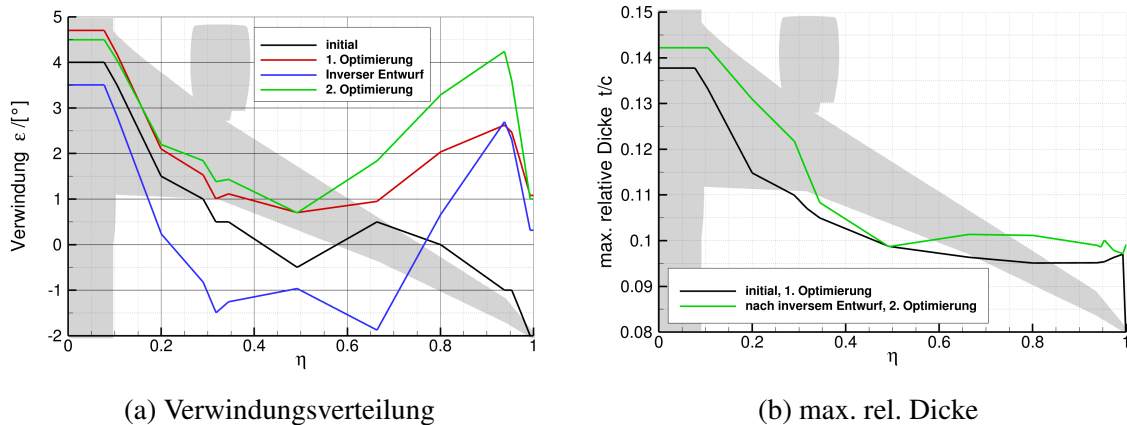


Bild 4.31: Verwindungsverteilung und relative Profildicken über der normierten Spannweite η .

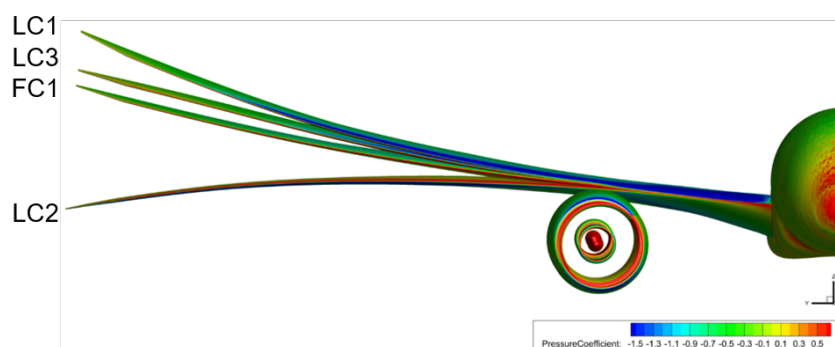


Bild 4.32: Deformation des Flügels bei verschiedenen Lastfällen.

Erste Anpassung der Flügelprofile mittels inversem 3D-Entwurf Wie in Bild 4.33a zu erkennen, weist die Druckverteilung des verwindungsoptimierten Flügels besonders im Innenflügelbereich starke Verdichtungsstöße auf. Zur Reduktion des Wellenwiderstands mussten die Flügelprofile angepasst werden. Eine direkte Optimierung der Profile wäre möglich, jedoch ist sie wegen der mit ihr verbundenen hohen Anzahl von Optimierungsparametern nicht im zeitlichen Rahmen des Projekts durchführbar. Daher wurde für die erforderliche Anpassung der Flügelprofile das inverse, transsonische 3D-Entwurfsverfahren des DLR [47] eingesetzt. Dieses wurde an den DLR-TAU-Code gekoppelt. Hierdurch konnte, wie in Bild 4.33b gezeigt, eine verbesserte, widerstandsärmere Druckverteilung erreicht werden. Man erkennt, dass der Verdichtungsstoß im Innenflügelbereich vollständig eliminiert werden konnte und im Außenflügelbereich eine Reduktion der Stoßstärke erreicht wurde. Unter Beibehaltung der spannwitigen Lastverteilung und der lokalen relativen Profildicken konnte der Gesamtwiderstand um vier „drag counts“ reduziert werden. Insgesamt wirkt sich die überarbeitete Profilierung positiv aus. Die erzielte Erhöhung der Profildicken (siehe Bild 4.31b) wirkt sich positiv auf die Strukturmasse aus. Die Betriebsleermasse sinkt von zuvor $m_{OE} = 118.45\text{t}$ auf $m_{OE} = 117.76\text{t}$. Gegenüber dem Ergebnis der ersten Optimierung der Verwindungsverteilung sinkt der kombinierte Kraftstoffverbrauch auf $m_F/(R m_P) = 1.50 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$ (zuvor $m_F/(R m_P) = 1.57 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$). Bild 4.31a zeigt, dass dieses Ergebnis bei deutlich kleineren Verwindungswinkeln erreicht wird (blaue Kurve). Dies wiederum erfordert einen hohen Anstellwinkel im Reiseflug von $\alpha = 3.8^\circ$.

Zweite Optimierung der Verwindungsverteilung Die Anpassung der Profilierung machte eine Nachoptimierung der Verwindungsverteilung erforderlich. Als zusätzliche Nebenbedingung wurde hierbei die Beschränkung des Anstellwinkels im Reiseflug auf $\alpha \leq 2^\circ$ eingeführt. Diese Beschränkung ist für die Durchführbarkeit des Kabinenservice erforderlich, da dieser bei den zuvor gefundenen höheren Anstellwinkeln nicht möglich ist. Bild 4.34 zeigt die spannwitigen Verteilungen der Zirkulation und des Auftriebsbeiwerts im Reiseflug nach der zweiten Optimierung. Die gefundene Zirkulationsverteilung $\gamma(y)$ des Flügels im Reiseflug weist eine spannwitig weitgehend lineare Charakteristik auf. Am Verlauf des spannwitigen Auftriebsbeiwerts c_l wird deutlich, dass der mittlere Flügelbereich außerhalb der Triebwerks gondel aerodynamisch am höchsten belastet ist. Dies ist auf die grundrissbedingte geringe Flügeltiefe sowie eine nur schwache aeroelastische Entlastung in diesem Bereich zurückzuführen. Die

zugehörige Oberflächendruckverteilung ist Bild 4.33c zu entnehmen. In Folge der Beschränkung des Anstellwinkels im Reiseflug auf maximal 2° muss der Einstellwinkel des Flügels erhöht werden (siehe Bild 4.31a, grüne Kurve). Für das gefundene Optimum zeigt sich erneut ein starkes Aufdrehen des Außenflügelbereichs. Der Optimierer nutzt den maximalen Anstellwinkel im Reiseflug voll aus. Für den FC3 beträgt der Anstellwinkel folglich 2° . Der kombinierte Kraftstoffverbrauch liegt bei $m_F/(R m_P) = 1.55 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$. Gegenüber dem (unrealistischen) Fall ohne Anstellwinkelbeschränkung tritt also eine Verschlechterung ein. Es wird vermutet, dass sich das Nickmoment des Rumpfes bei höheren Anstellwinkeln positiv auf den Trimmwiderstand auswirkt. Die Betriebsleermasse beträgt $m_{OE} = 118.3 \text{ t}$ und die Gleitzahl $L/D = 18.52$.

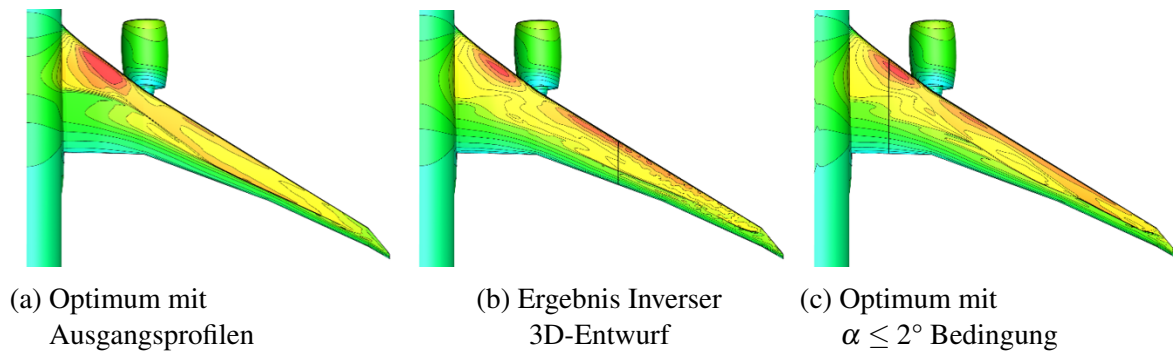


Bild 4.33: Oberflächendruckverteilung Reiseflug (FC1) für verschiedene Entwurfsphasen.

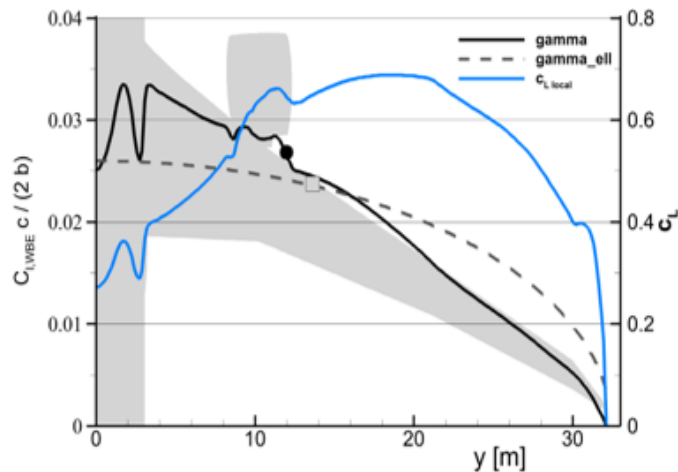


Bild 4.34: Spannweite Zirkulations- und Auftriebsbeiwertverteilung im Reiseflug (FC1).

Referenzkonfiguration mit konventioneller Technologie Die Konfiguration mit angepassten Flügelprofilen und optimierter Verwindungsverteilung wurde den Projektpartnern als Referenzkonfiguration mit konventioneller Technologie (d.h. ohne aktive Lastabminderung)

bereitgestellt. Hiermit wurde der Meilenstein AP1300-DLR01 erreicht. Details der Konfigurationsbeschreibung in Form vom CPACS-Datensatz, CFD-Netz, CAD- und FE-Modell wurden über die Projekt-Teamsite geteilt.

Optimierung von Steuerflächenausschlägen zur Steigerung der Flugleistung Der intelligente Flügel passt seine Geometrie optimal an den aktuellen Flugzustand an, um die Lasten zu reduzieren, den Passagierkomfort zu erhöhen oder die Flugleistung zu verbessern. Hier werden die Ergebnisse der numerischen Optimierung von Steuerflächenausschlägen am hochgestreckten Flügel zur Steigerung der Gleitzahl im Reiseflug vorgestellt, welche von Wunderlich und Siebert [50] beim STAB-Symposium im Herbst 2022 dem Fachpublikum präsentiert wurden. Dabei werden die statischen aeroelastischen Verformungen des Flügels und die Trimmung des Flugzeugs unter transsonischen Reiseflugbedingungen berücksichtigt.

Die zur Steigerung der Gleitzahl im Reiseflug verwendeten Steuerflächen werden in Bild 4.35 dargestellt. Neben der Definition der Steuerflächen werden auch die Bezeichnungen der zugehörigen Ausschlagwinkel angegeben. Die angegebenen Ausschlagwinkel der Steuerflächen stellen die Entwurfparameter der durchgeführten Parameterstudien und Optimierungen dar.

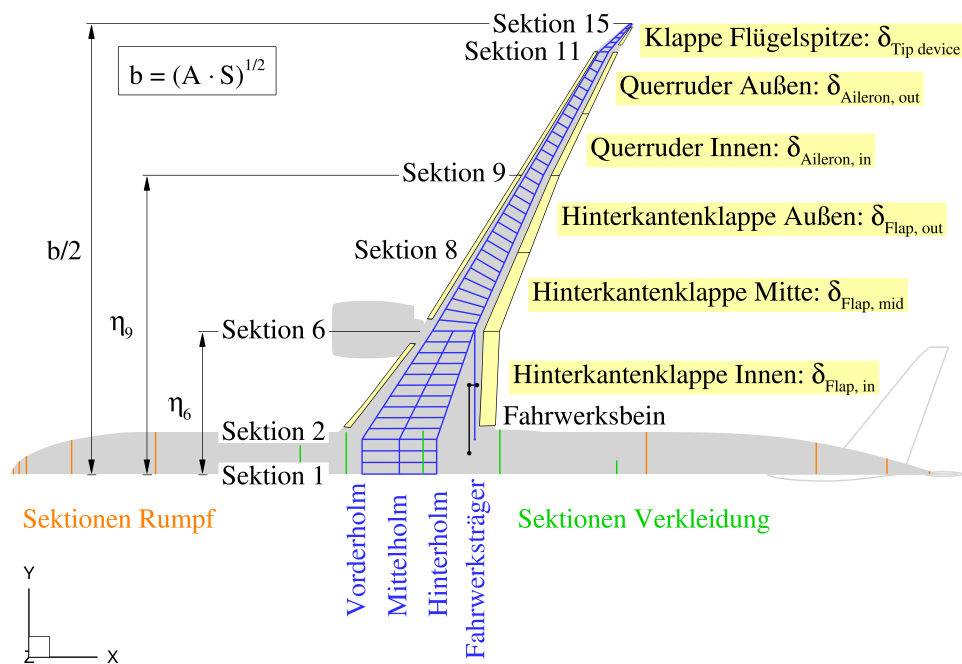


Bild 4.35: Definition der Steuerflächen und Ausschlagwinkel an der Hinterkante des Referenzflugzeugs.

Als Zielfunktion für die Optimierung der Steuerflächenausschläge wird die Minimierung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs entsprechend Gleichung 4.2 verwendet. Wie bereit beschrieben, resultiert der kombinierte Kraftstoffverbrauch aus drei unterschiedlichen Flugmissionen („multi-mission design“). Unter Kraftstoffverbrauch wird hier die in der entsprechenden Flugmission benötigte und auf die Reichweite und Nutzlast bezogene Kraftstoffmasse $m_F / (R m_P)$

verstanden. Dabei werden die Kraftstoffverbräuche der betrachteten Flugmissionen unterschiedlich gewichtet. Die Gewichtung orientiert sich dabei an der erwarteten relativen Häufigkeit der Flugmissionen im Flugbetrieb. In Tabelle 4.8 wird ein Überblick über die verwendeten Flugmissionen und ihrer Gewichtung gegeben.

Als zentrales Ergebnis sollen hier das Flugzeug ohne die Verwendung der Steuerflächen dem Flugzeug mit optimierten Steuerflächenausschlägen gegenübergestellt werden. Für den kombinierten Kraftstoffverbrauch und die daraus resultierenden CO_2 Emissionen pro Passagierkilometer konnte eine Reduzierung von 0.9% erzielt werden. Den Erwartungen entsprechend konnte die größte Verbesserung bei der Flugmission mit der höchsten Mach-Zahl erreicht werden, weil die dort vorliegenden Strömungsverhältnisse sich am stärksten von den Verhältnissen bei der am höchsten gewichteten Bewertungsmission unterscheiden. Durch den gezielten Einsatz der Steuerflächen wird die Form des Flügels an die entsprechenden Strömungsverhältnisse im Hinblick auf einen möglichst geringen Widerstand angepasst. In Tabelle 4.13 sind die optimalen Ausschläge der verwendeten Steuerflächen für die unterschiedlichen Flugmissionen und die daraus resultierenden Kenngrößen zur Bewertung der Flugleistung angegeben.

In Bild 4.36 erfolgt eine detaillierte Gegenüberstellung der aerodynamischen Ergebnisse für das Referenzflugzeug ohne und mit optimierten Steuerflächenausschlägen. Die entsprechenden Ergebnisse zeigen die Oberflächenlösung der numerischen Strömungssimulation in Form der isentropen Mach-Zahl, die spannweitige Auftriebs- und Auftriebsbeiwertverteilung und die Verformung des Flügels im Reiseflug.

In den Bildern der spannweitigen Auftriebsverteilung sind auch der Schwerpunkt der Auftriebsverteilung als schwarzer Punkt und der Schwerpunkt der elliptischen Auftriebsverteilung als graues Quadrat eingezeichnet. Dabei stellt die als gestrichelte Linie eingezeichnete elliptische Auftriebsverteilung das Optimum im Hinblick auf minimalen induzierten Widerstand bei planaren Flügelgeometrien dar.

Bei genauer Betrachtung der spannweitigen Auftriebsverteilungen wird eine Verschiebung zur elliptischen Auftriebsverteilung durch die Steuerflächenausschläge erzielt. Der Reduzierung des induzierten Widerstands durch eine Anpassung der Auftriebsverteilung sind durch den nichtlinearen Anstieg des Wellenwiderstands bei hohen lokalen Auftriebsbeiwerten und der aeroelastischen Effekte bei Zunahme der Biegung des Flügels Grenzen gesetzt. Mit zunehmender Biegung des Flügels wird der Auftrieb durch Zunahme der V-Stellung im Außenflügelbereich reduziert, was durch einen höheren Anstellwinkel kompensiert werden muss und mit zusätzlichem Widerstand verbunden ist. Weiterhin verschiebt sich der Schwerpunkt der Auftriebsverteilung mit zunehmender Biegung aufgrund der geometrischen Biege-Torsions-Kopplung beim rückwärts gepfeilten Flügel zum Innenflügen hin. In der numerischen Simulation werden diese aeroelastischen Effekte und deren Einfluss auf die Gleitzahl und den resultierenden Kraftstoffverbrauch berücksichtigt.

			Ohne Steuerflächen- ausschläge	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Differenz
Bewertungs- mission mit Ma = 0.83	Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.5°	-
		$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	+0.0°	-
		$\delta_{Flap,out}$	0.0°	+0.2°	-
		$\delta_{Aileron,in}$	0.0°	+1.3°	-
		$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	+2.1°	-
		$\delta_{Tip device}$	0.0°	+5.9°	-
	Anstellwinkel	α	1.9°	2.1°	+11.9%
	Gleitzahl	L/D	18.52	18.62	+0.5%
	Druckpunkt	$2 \gamma_{CoP}/b$	0.382	0.390	+2.1%
	Kraftstoffverbrauch	$m_F/(R m_P)$	$1.435 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.428 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-0.5%
Bewertungs- mission mit Ma = 0.85	Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-2.4°	-
		$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	-0.7°	-
		$\delta_{Flap,out}$	0.0°	-0.9°	-
		$\delta_{Aileron,in}$	0.0°	+0.8°	-
		$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	+2.6°	-
		$\delta_{Tip device}$	0.0°	+3.8°	-
	Anstellwinkel	α	1.6°	2.0°	+27.3%
	Gleitzahl	L/D	16.76	17.04	+1.6%
	Druckpunkt	$2 \gamma_{CoP}/b$	0.378	0.389	+2.7%
	Kraftstoffverbrauch	$m_F/(R m_P)$	$1.577 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.550 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-1.7%
Entwurfs- mission	Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.5°	-
		$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	+0.2°	-
		$\delta_{Flap,out}$	0.0°	+0.5°	-
		$\delta_{Aileron,in}$	0.0°	+1.4°	-
		$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	+1.8°	-
		$\delta_{Tip device}$	0.0°	+5.6°	-
	Nutzlast	m_P	31 519 kg	31 779 kg	+0.8%
	Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.738	0.735	-0.4%
	Anstellwinkel	α	2.0°	2.2°	+10.4%
	Gleitzahl	L/D	18.66	18.75	+0.5%
Druckpunkt	$2 \gamma_{CoP}/b$	0.379	0.387	+2.2%	
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(R m_P)$	$1.813 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.792 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-1.2%	
Zielfunktion	Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(R m_P)$	$1.563 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.549 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-0.9%
	CO ₂ Emissionen pro Passagierkilometer ^a	$m_{CO_2}/(R m_P)$	51.7 gCO ₂ /pkm	51.2 gCO ₂ /pkm	-0.9%

^a Annahmen: 3.15 kg_{CO₂}/kg_{Fuel} für Turbofantriebwerk [51] und 105 kg pro Passagier mit Gepäck

Tabelle 4.13: Ergebnisse für die Optimierung der Steuerflächenausschläge beim Referenzflugzeug zur Minimierung des Kraftstoffverbrauchs im Reiseflug.

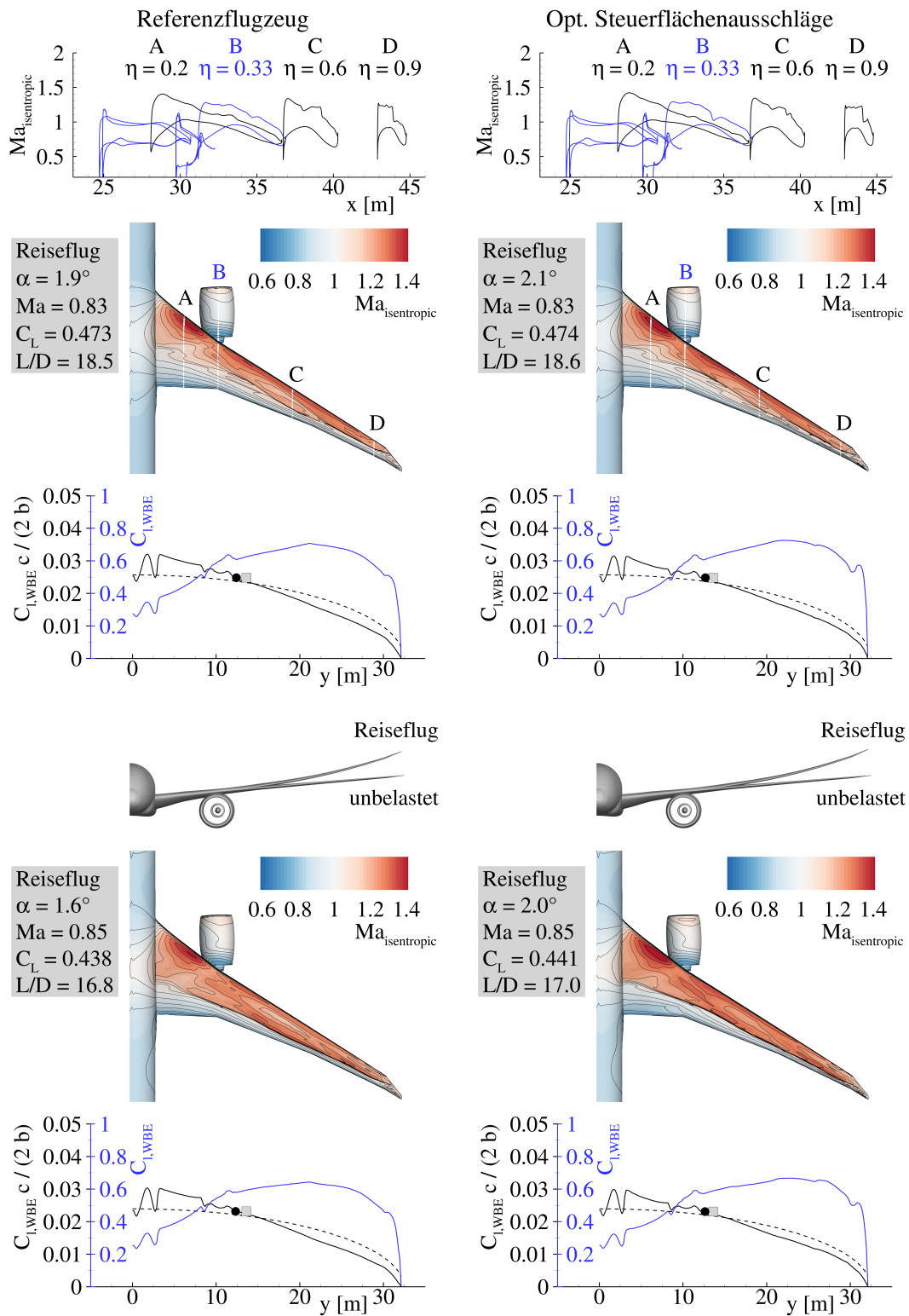


Bild 4.36: Aerodynamische Ergebnisse für die Optimierung der Steuerflächenausschläge beim Referenzflugzeug zur Minimierung des Kraftstoffverbrauchs im Reiseflug.

4.4.3 Evaluierung des Gesamtflugzeuges hochgestreckter Flügel

Im vorliegenden Abschnitt wird die durchgeführte Evaluierung der entwickelten Referenzkonfiguration beschrieben. Hierbei wird zunächst die Überarbeitung der ursprünglichen Referenzkonfiguration diskutiert. Im Anschluss erfolgt die Zusammenfassung der geometrischen Daten für die überarbeitete Referenzkonfiguration sowie eine Darstellung und Diskussion der aerodynamischen und flugmechanischen Eigenschaften. Weiterhin erfolgt eine Vorstellung der Ergebnisse der strukturmechanischen Auslegung des hochgestreckten Flügels in Faserverbundbauweise. Abschließend wird dann eine Bewertung der Flugleistung und Effizienz für die entwickelte Referenzkonfiguration ohne aktive Lastabminderung angegeben.

Evaluation des HARW-Entwurfs (Referenzkonfiguration) Zur Beurteilung des aerodynamischen Verhaltens des HARW-Entwurfs wurden Polaren-Rechnungen bei unterschiedlichen Machzahlen durchgeführt. Diese sind in Bild 4.37 dargestellt. Als unzureichend erwies sich hierbei das Hochauftriebsverhalten des Flügels ohne Hochauftriebshilfen im Niedergeschwindigkeitsbereich. Bei $Ma = 0.3$ wird die Schüttelgrenze („low speed buffet“) bereits bei einem Auftriebsbeiwert von $C_{L,buffet} = 1.1$ erreicht. Die entsprechenden Werte für die Schüttelgrenze werden in Tabelle 4.14 angegeben. Ursächlich hierfür ist eine stoßinduzierte Strömungsablösung an der Vorderkante im mittleren Flügelbereich. Für ein angenommenes maximales Fluggewicht von $m = 210t$ müßte die Konfiguration in einer Flughöhe von $H = 304.8m$ einen Auftriebsbeiwert von $C_L = 1.3$ erreichen, um im Horizontalflug den vorgeschriebenen Abstand zur Schüttelgrenze zu erreichen.

Mach-Zahl	Flughöhe	Auftriebsbeiwert	Anstellwinkel
Ma	H	$C_{L,buffet}$	α
0.30	305 m	1.08	10.3°
0.60	6000 m	0.69	5.1°
0.80	10668 m	0.73	4.0°
0.83	10668 m	0.66	3.1°
0.86	10668 m	0.56	2.3°

Tabelle 4.14: Flugbedingungen und Schüttelgrenze.

Im Reiseflug werden Gleitzahlen erreicht die im Bereich heutiger Langstreckenkonfigurationen liegen. Eine erwartete, darüber hinausgehende Steigerung der aerodynamischen Leistung in Folge der hohen Flügelstreckung konnte bislang nicht realisiert werden. Diesbezüglich ist anzumerken, dass die bisherigen Simulationsergebnisse mit einem Durchflussgondelmodell eines UHBR-Triebwerks durchgeführt wurden. Daher sind die Widerstandsprognosen für das Gesamtflugzeug zu diesem Zeitpunkt noch nicht belastbar.

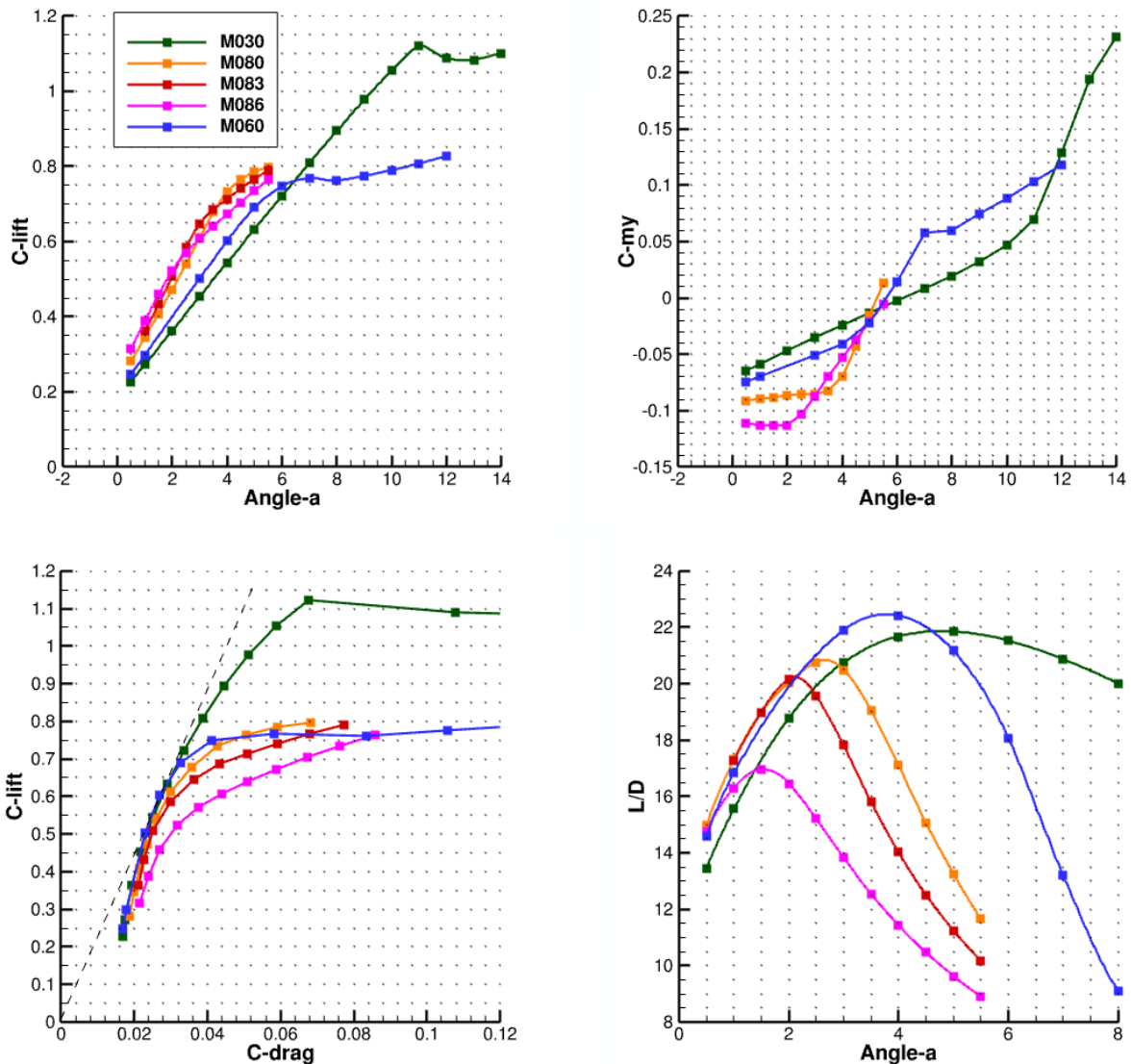


Bild 4.37: Polarenrechnungen der Referenzkonfiguration („tail-off“).

Verbesserung des Überziehverhaltens im Niedergeschwindigkeitsbereich Als Ursache des ungenügenden Abstands zur Schüttelgrenze im Langsamflug konnte die Ausbildung einer starken Saugspitze im mittleren Flügelbereich identifiziert werden. Diese ist auf zu geringe Nasenradien in diesem hochbelasteten Flügelbereich zurückzuführen. Um das Überziehverhalten im Niedergeschwindigkeitsbereich zu verbessern, wurden die Profile im Bereich außerhalb des Triebwerks bis zur Flügelspitze mit Hilfe des inversen, transsonischen Entwurfsverfahrens für konische Flügelsektionen [47] vollständig überarbeitet. Bild 4.38 zeigt drei der entworfenen Profile. Die zugehörigen Druckverteilungen für transsonische und subsonische Flugzustände sind in Bild 4.39 für die hochbelastete konische Profilsektion des mittleren Flügelbereichs gegeben.

Mit den neu entworfenen Profilen ergibt sich ein deutlich verbesserter Maximalauftrieb im

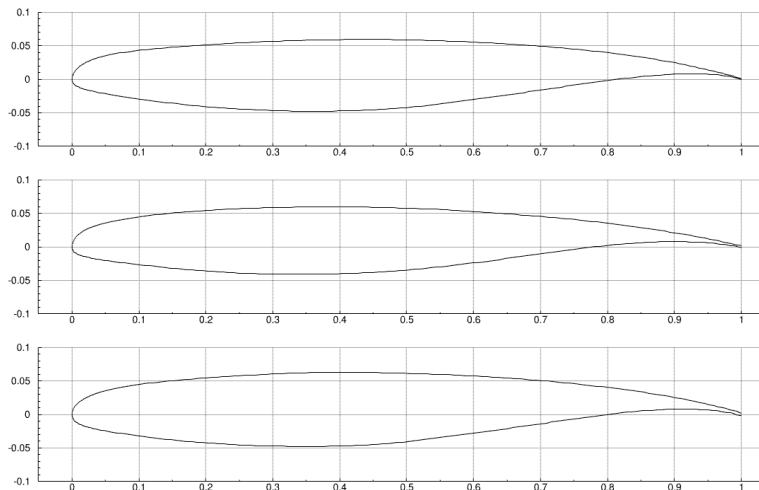
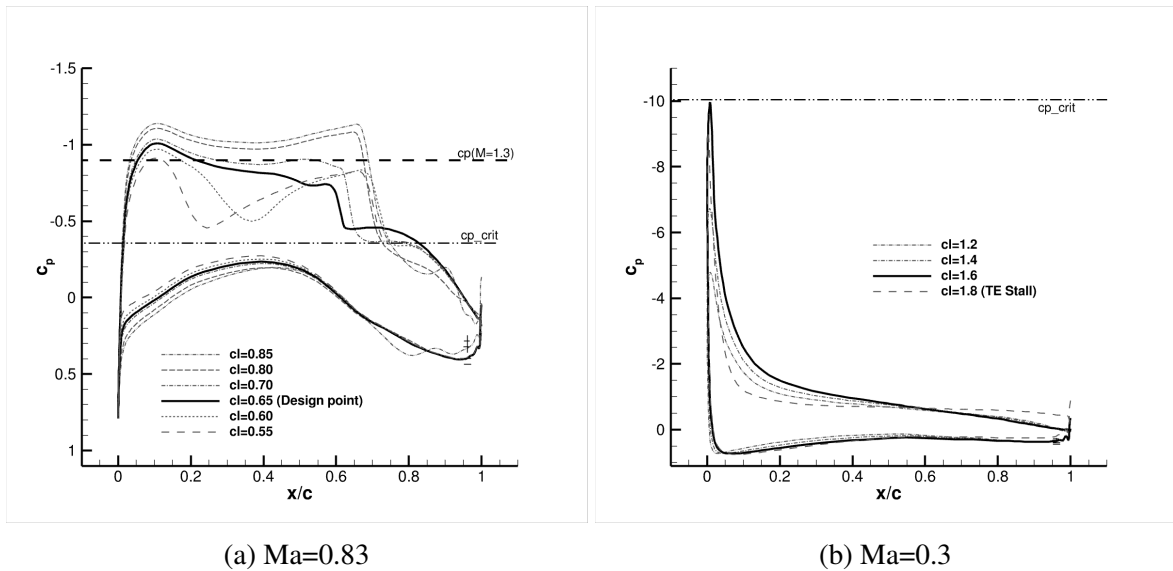


Bild 4.38: Entworfen Profile für Mitten- und Außenflügel.



(a) $Ma=0.83$

(b) $Ma=0.3$

Bild 4.39: Druckverteilungen konische Profilsektion Flügelmitte.

Langsamflug. Eine Gegenüberstellung des Auftriebs- und Widerstandsanstiegs bei $Ma = 0.3$, $H = 305$ m ist Bild 4.40 zu entnehmen. Mit einem maximalen Auftriebsbeiwert von $C_{L,max} = 1.325$ werden die Anforderungen in den Abstand zur Schüttelgrenze („buffet margin“) bei diesen Flugbedingungen bis zu einer Flugmasse von $m = 210$ t erfüllt. Das Überziehen des Flügels beginnt im Innenflügelbereich am Triebwerk. Im Bereich des überarbeiteten Mitten- und Außenflügels ist bei maximalem Auftrieb eine beginnende Hinterkantenablösung zu beobachten.

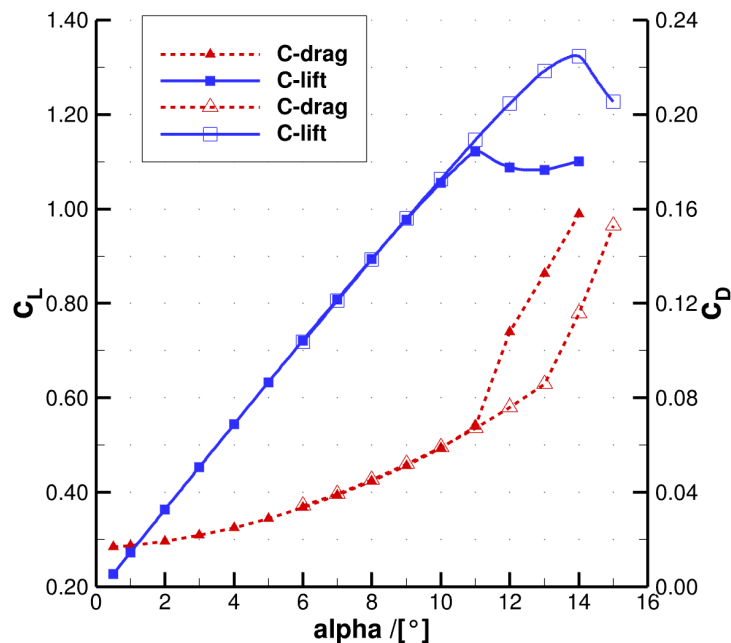


Bild 4.40: Vergleich des Auftriebs- und Widerstandsanstiegs vor und nach der Profilüberarbeitung, $Ma = 0.3$, $H = 305$ m

Überarbeitung der Referenzkonfiguration mit hochgestrecktem Flügel Der erste Entwurf des Referenzflugzeugs mit hochgestrecktem Flügel zeigte im Rahmen der durchgeführten aerodynamischen Analysen Defizite hinsichtlich des im Niedergeschwindigkeitsbereich erzielbaren Maximalauftriebs. Weiterhin erwies sich der Abstand zur Schüttelgrenze bei hohen Reiseflugmachzahlen als nicht ausreichend. Um das kritische Verhalten in den Flugbereichen außerhalb des Entwurfspunkts zu verbessern, wurde eine Überarbeitung der Referenzkonfiguration vorgenommen. Für diese Entwurfsarbeiten wurde das inverse 3D-Entwurfsverfahren des DLR sowie die Prozesskette zur multidisziplinären Flügeloptimierung eingesetzt. Durch die eingeführten Erweiterungen in der Parametrisierung und Geometriemodellierung konnte eine glattere Geometrie des Flügels erreicht werden. Gleichzeitig wurde eine überarbeitete, widerstandsärmere Gondelgeometrie eingeführt. Die entsprechenden geometrischen Erweiterungen und die Anpassung der Gondelgeometrie sind im letzten Zwischenbericht [52] dokumentiert.

Bild 4.41 zeigt eine Gegenüberstellung der ursprünglichen Referenzkonfiguration und der überarbeiteten Version. Wie in Bild 4.41a dargestellt, bleibt der Flügelgrundriss bei der Überarbeitung unberührt. Lediglich im Bereich des Randbogens wurde eine bessere Verrundung realisiert. Aus der Konturdarstellung der isotropen Machzahl im Reiseflug (FC1) auf der Flügeloberseite ist zu erkennen, dass Unterschiede vor allem im Außenflügelbereich zu Tage treten. Gegenüber der originalen Referenzkonfiguration ist die Stoßlage spannweitig gleichmäßiger und liegt weiter stromauf. Im Bereich des Triebwerks konnte der Auftriebseinbruch reduziert und ein homogenerer Übergang zwischen Innen- und Außenflügel erzielt werden.

Der Vergleich der Druckverteilungen für drei exemplarische Schnitte ist in Bild 4.41b gezeigt. Der Innenflügelbereich (Schnitt A-A) wurde gegenüber der originalen Referenz nur geringfügig

angepasst. Trotz einer hohen relativen Profildicke und damit verbundenen hohen Übergeschwindigkeiten wird eine stoßfreie Rekompensation erreicht. Der Profilentwurf ermöglicht eine hohe strukturelle Steifigkeit des Innenflügels und bietet ein großes Tankvolumen.

Die größten Veränderungen der Profilgeometrie finden sich außerhalb des Triebwerks im Bereich des Schnitts B-B. In diesem Bereich wurde der Nasenradius zur Verbesserung der Langsamflugeigenschaften erhöht. Gleichzeitig wurde die maximale relative Profildicke deutlich vergrößert um die Biege- und Torsionssteifigkeit des Flügelkastens zu erhöhen. Durch ein stärker ausgeprägtes „front-loading“ und „rear-loading“ wird der Auftriebsverlust durch die Dickenerhöhung fast vollständig kompensiert. Ein ausreichender Bauraum für die Aktuatorik des Klappensystems bleibt erhalten.

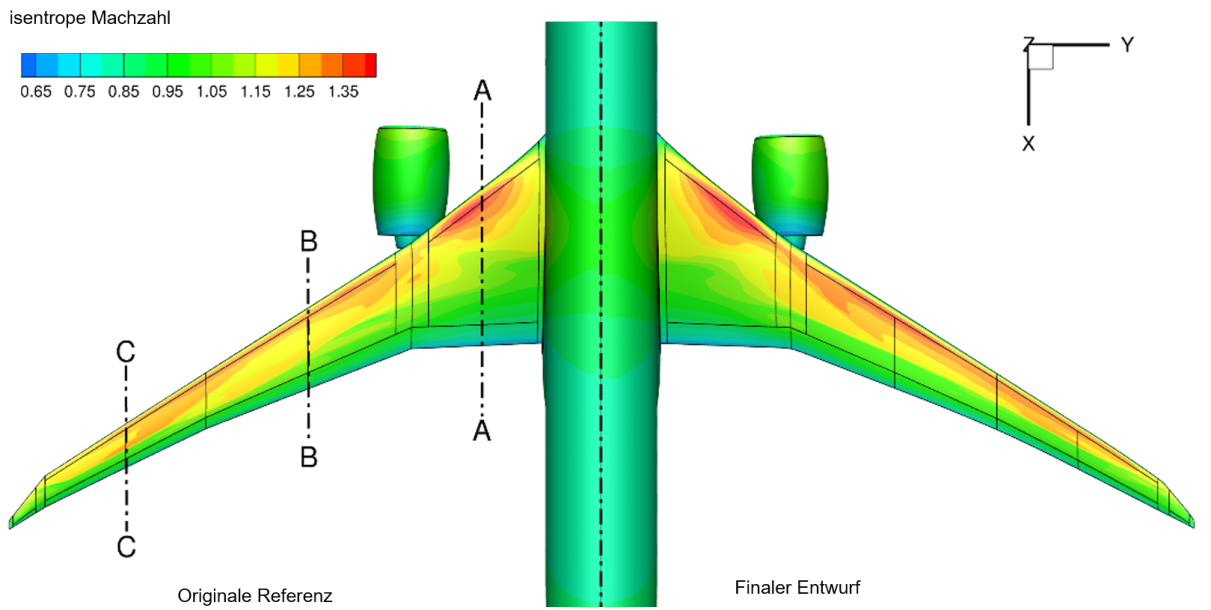
Im Außenflügelbereich (Schnitt C-C) wurden die Geometrie der Profilnasen ebenfalls an die Anforderungen des Langsamflugs angepasst. Gegenüber der originalen Referenzkonfiguration wurde die Stoßlage deutlich nach vorn verlagert, um ausreichende Reserven gegenüber stoßinduzierter Ablösung bei Flugbedingungen mit größeren Auftriebsbeiwerten bzw. höheren Flugmachzahlen zu erreichen. Die relative Profildicke ist mit ca. 11 % geringfügig angewachsen. Die Entlastung des Außenflügels beim überarbeiteten Entwurf ist noch deutlicher an den Verläufen der spannweitigen Auftriebsverteilung (Bild 4.41c) und des lokalen Auftriebsbeiwerts $C_{l,WBE}$ (Bild 4.41d) zu erkennen. Im Außenflügelbereich mit $\eta > 0.6$ wurde im Rahmen der Überarbeitung der Auftriebsbeiwert im Reiseflug auf $C_{l,WBE} \leq 0.6$ begrenzt. Dies ist zur Einhaltung der Anforderungen im Hinblick auf den Abstand zur Schüttelgrenze erforderlich.

Wie der Vergleich der spannweitigen Auftriebsverteilungen zeigt, verschiebt sich der Auftrieb durch die eingeführten Änderungen weiter zum Innenflügel hin. Der Kurvenverlauf nähert sich dabei einer glockenförmigen Verteilung an. Gegenüber der originalen Referenzkonfiguration führt dies zwar zu einem Anstieg des induzierten Widerstands, ist jedoch für das Verhalten im Flugbereich außerhalb des Entwurfspunkts unabdingbar. Strukturmechanisch wirkt sich die Entlastung des Außenflügels günstig aus und führt in Kombination mit der vergrößerten Profildicke zu einer signifikant geringeren Strukturmasse des überarbeiteten Flügels.

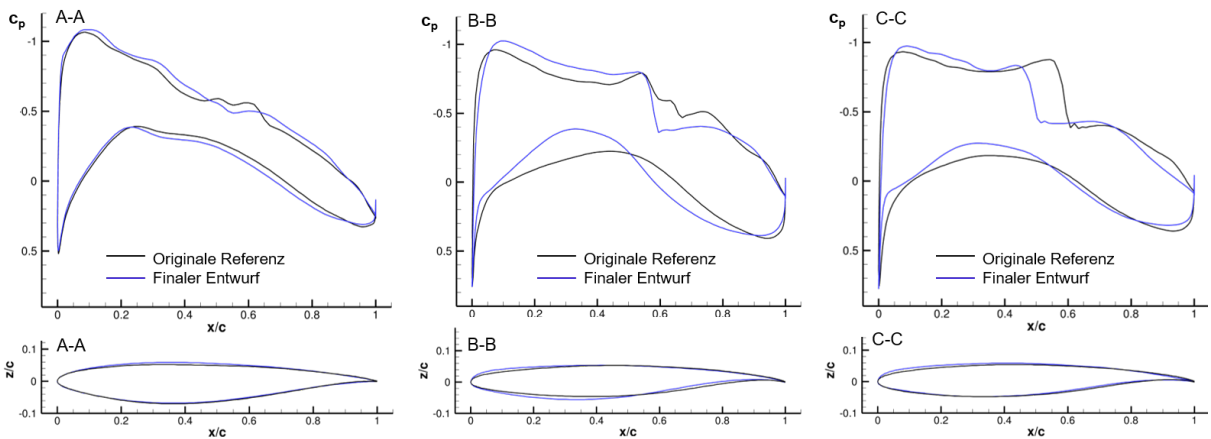
Tabelle 4.15 fasst die Auswirkungen der Überarbeitungen in Bezug auf den kombinierten Kraftstoffverbrauch, Gleitzahlen im Reiseflug sowie Strukturmasse zusammen. Es zeigt sich kein nennenswerter Einfluss auf den Zielfunktionswert.

Flugzeug- konfiguration	Kombinierter Kraftstoffverbrauch			Gleitzahl			Flügelmasse m_W in kg
	$m_F/(Rm_P)$ in $10 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$(L/D)_{FC1}$	$(L/D)_{FC2}$	$(L/D)_{FC3}$			
Originale Referenz	1.555	18.53	16.76	18.66	27 584		
Finale Referenz	1.552	18.14	16.62	18.21	25 139		

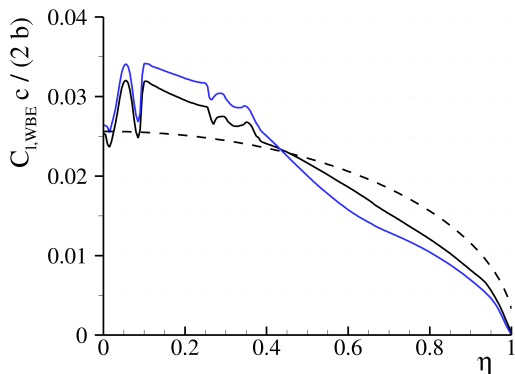
Tabelle 4.15: Gegenüberstellung originale und überarbeitete Referenzkonfiguration.



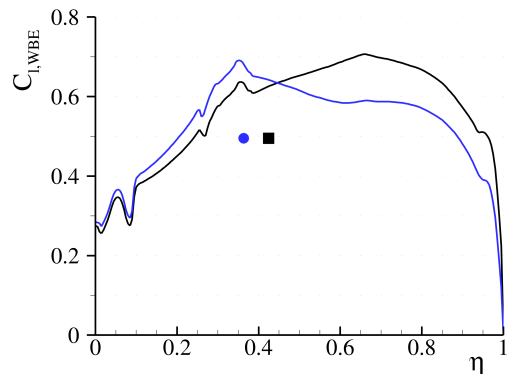
(a) Konturdarstellung der isentropen Machzahl



(b) Verteilungen des Druckbeiwerts und Profilschnitten an drei spannweiten Positionen



(c) Spannweite Auftriebsverteilung



(d) Lokaler Auftriebsbeiwert

Bild 4.41: Vergleich der ursprünglichen und überarbeiteten Referenzkonfiguration für die Flugbedingung von FC1 ($Ma = 0.83$, $H = 10668$ m).

Geometrie des hochgestreckten Flügels In diesem Abschnitt werden die geometrischen Daten der überarbeiteten Referenzkonfiguration zusammengefasst. Bild 4.42a zeigt den Grundriss sowie den Flügelkasten mit Holmen und Rippen. Weiterhin ist die Lage der Fahrwerke im ein- und ausgefahrenen Zustand skizziert. Die Leitwerke werden im Prozess der multidisziplinären Flügeloptimierung dimensioniert und sind ebenfalls eingezeichnet. Da diese nicht Teil der aerodynamischen Simulation sind, wird zur Abgrenzung auf eine schattierte Darstellung verzichtet.

Die Hauptabmessungen der finalen Referenzkonfiguration sind in Tabelle 4.16 angegeben. Die gezeigte Konfiguration erfüllt die mit dem Flugzeughersteller Airbus abgestimmten geometrischen Anforderungen im Hinblick auf die Flughafeninfrastruktur sowie Fahrwerks- und Triebwerksintegration. Die Integrierbarkeit der im Projekt definierten Steuerflächen ist ebenso sichergestellt. Weiterhin erfüllt die finale Flügelgeometrie alle im Zwischenbericht 2020 [48] eingeführten geometrischen Nebenbedingungen.

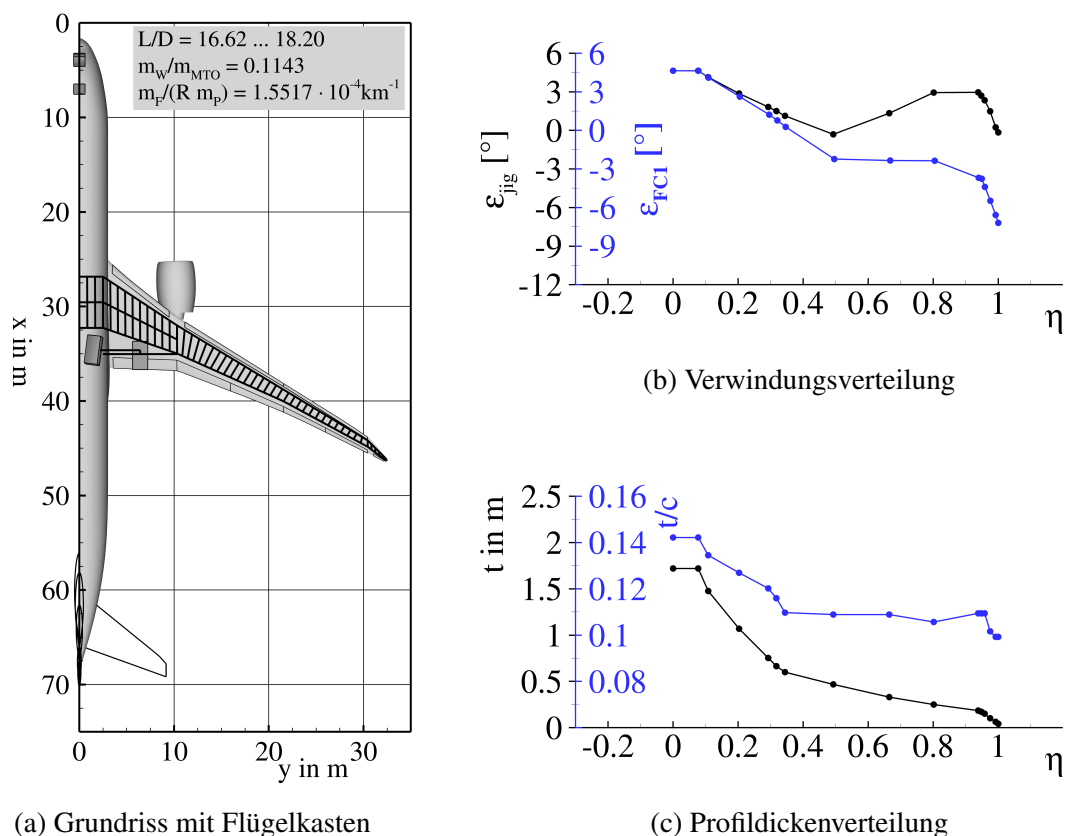


Bild 4.42: Geometrie des Referenzflugzeugs.

Die geometrische Verwindungsverteilung des hochgestreckten Flügels ist in Bild 4.42b dargestellt. Man erkennt, dass der unbelastete Flügel sowohl an der Wurzel als auch zur Flügelspitze hin eine positive Verwindung aufweist. Unter aerodynamischer Last verringert sich die effektive Verwindung des elastischen, rückwärts gepfeilten Flügels deutlich, wie am Beispiel des Reiseflugfalls FC1 gezeigt wird. Bei höherer aerodynamischer Gesamtbelastung vergrößert sich dieser Effekt, so dass der Flügel ein hohes Maß an passiver Lastabminderung aufweist. Bild 4.42c

Flügel	Flügelfläche	S_W	338.6 m ²
	Spannweite	b_W	64.82 m
	Bezugsflügeltiefe	$c_{MAC,W}$	7.35 m
	Streckung	A_W	12.405
	Zuspitzung	λ_W	0.036
	Pfeilwinkel Vorderkante	$\varphi_{W,LE,6/2}$	40.0°
		$\varphi_{W,LE,11/6}$	32.0°
	Abstand Landeklappen Hinterholm	$\Delta s_{Flap/RS}$	0.50 m
	Abstand Querruder Hinterholm	$\Delta s_{Ail/RS}$	0.30 m
Nutzbare Tankvolumen	V_F	117.16 m ³	
Leitwerk	Höhenleitwerksfläche	S_{HTP}	67.0 m ²
	Seitenleitwerksfläche	S_{VTP}	54.6 m ²
Fahrwerk	Radstand Fahrwerk	l_{LG}	28.17 m
	Äußere Spurweite Hauptfahrwerk	$2y_{MG}$	12.83 m
	Statische Belastung Bugfahrwerk	$F_{NG}/(m g)$	0.052, ..., 0.073
	Umkippwinkel beim Rollen	τ_{TB}	15.8°, ..., 22.0°
	Umkippwinkel bei Kurvenfahrt mit 0.5g	τ_{OT}	41.2°
	Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfhecks	α_{TD}	11.5°
	Abstand zwischen Hauptfahrwerk und Hinterholm	$\Delta s_{MG/RS}$	1.00 m
	Abstand zwischen Landeklappen und Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$	0.34 m

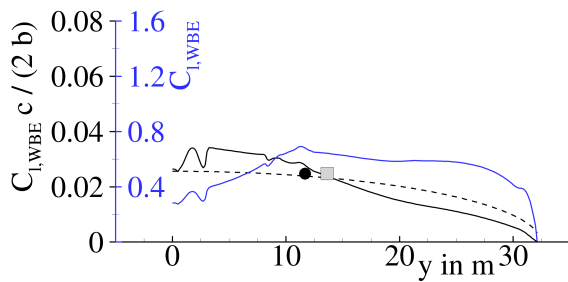
Tabelle 4.16: Geometrie und Abmessungen des Referenzflugzeugs.

zeigt die relative und absolute Dickenverteilung der Referenzkonfiguration. Die relativen Profildicken des Innenflügels ($t/c = 0.145..0.12$) sind großzügig dimensioniert, um die auftretenden Strukturbelastungen aufzunehmen und ausreichend Bauraum für die Fahrwerksintegration und Tankvolumen bereitzustellen. Außerhalb des Triebwerks liegt die relative Profildicke nahezu konstant bei $t/c = 0.11$. Gegenüber der ursprünglichen Referenzkonfiguration konnte hier eine höhere Biegesteifigkeit realisiert werden. Aus Sicht des transsonischen Profilentwurfs lassen sich mit dieser relativen Dicke die aerodynamischen Auftriebsanforderungen bei gegebenem Pfeilwinkel noch erfüllen. Anzumerken ist jedoch, dass für die Profile zwischen Triebwerk und Flügelmitte dies nur mit einem relativ hohen Nullmoment erreicht werden konnte. Die absolute Profildicke erreicht an der Flügelwurzel einen Wert von 1.75 m.

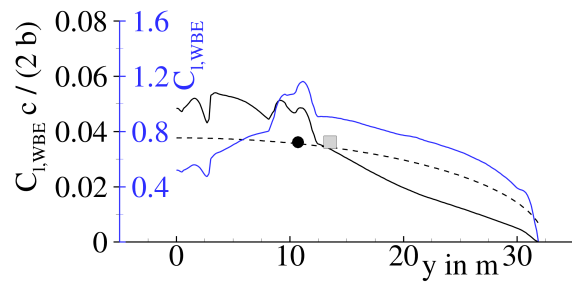
Aerodynamische Eigenschaften Der hochgestreckte Flügel des Referenzflugzeugs wurde, bei festgelegtem Grundriss, im Hinblick auf einen möglichst geringen Kraftstoffverbrauch ausgelegt und optimiert. Die Lastverteilung des Flügels wurde dabei durch Anpassung der Verwindungsverteilung an acht spannweitigen Positionen gesteuert. Hierbei wurden drei Reiseflugfälle sowie vier repräsentative Lastfälle berücksichtigt. Bild 4.43a zeigt die spannweitige Auftriebsverteilung des optimierten Flügels für einen Reiseflugfall. Als Referenz ist zudem die elliptische Auftriebsverteilung angegeben, für die am planaren Flügel der geringste induzierte Widerstand auftritt. Man erkennt, dass die Lastverteilung einen glockenförmigen Verlauf aufweist, bei dem der Auftrieb im Innenflügelbereich über-elliptisch und im Außenflügelbereich unter-elliptisch ist. Dieser stellt für den gegebenen Grundriss einen optimalen Kompromiss zwischen aerodynamischer Leistung und Flügelmasse dar. Hierbei ist zu beachten, dass der Auftriebsbeiwert im Außenflügelbereich auf $C_l \leq 0.6$ begrenzt wurde, um einen hinreichenden

Abstand zur transsonischen Schüttelgrenze sicherzustellen.

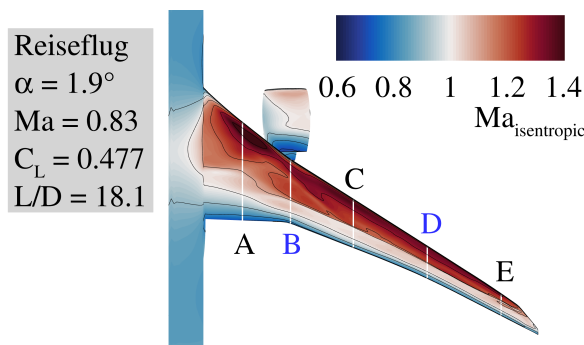
In Bild 4.43b und Bild 4.43c werden die isentrope Machzahlverteilung unter Reiseflugbedingungen gezeigt. Im Innenflügelbereich führt die mittlere aerodynamische Belastung bei den entworfenen Profilen zu einer nahezu stoßfreien Rekompresseion der Strömung. Im Gegensatz dazu weist der hochbelasteter Außenflügel einen ausgeprägten Verdichtungsstoß auf, welcher aufgrund der hohen Stoßpfeilung und der geringen lokalen Profiltiefe nur einen geringen Wellenwiderstand verursacht.



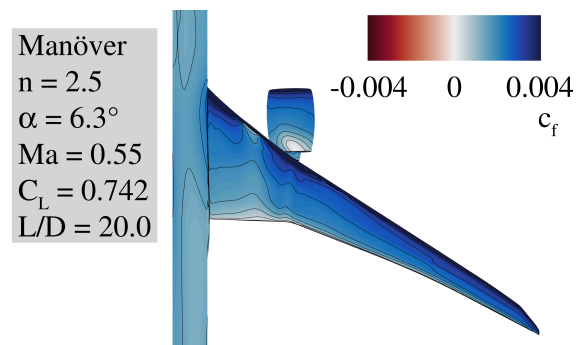
(a) Auftriebsverteilung im Reiseflug



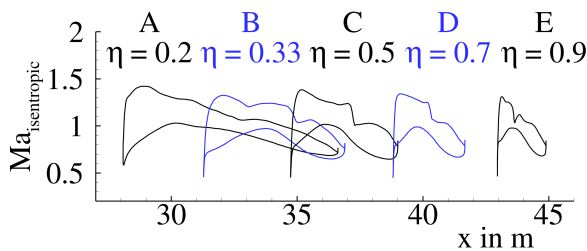
(d) Auftriebsverteilung im Manöverflug



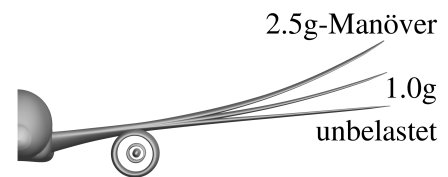
(b) Isentrope Machzahlverteilung Oberseite



(e) Oberflächenreibbeiwert Oberseite



(c) Isentrope Machzahlverteilung Schnitte



(f) Verformungen des Flügels

Bild 4.43: Aerodynamische Eigenschaften des Referenzflugzeugs.

Die aus der optimierten Verwindungsverteilung und der Flügelverformung im Manöverflug mit einem Lastvielfachen von $n = 2.5$ resultierende Auftriebsverteilung wird in Bild 4.43d dargestellt. Der eingezeichnete schwarze Punkt zeigt die spannweite Position des Auftriebschwerpunkts an und ist gleichzeitig ein Maß für das Wurzelbiegemoment. Die in Bild 4.43f gezeigten Verformungen des Flügels führen beim Pfeilflügel aufgrund der geometrischen Biege-

Torsionskopplung zu einer ausgeprägten Verschiebung der Auftriebsverteilung zum Innenflügel hin. Diese Verschiebung des Auftriebs verringert die aerodynamischen Lasten und reduziert die aus der Strukturdimensionierung resultierende Strukturmasse. Weiterhin zeigt die Auftriebsverteilung im Manöverflug einen deutlich größeren Beitrag der angestellten Triebwerks gondel.

Zur Visualisierung von im Manöverflug auftretenden Strömungsablösungen wird in Bild 4.43e die Verteilung des Reibbeiwerts auf der Oberseite des Flügels dargestellt. Dabei weisen negative Werte des Reibbeiwerts auf eine abgelöste Strömung hin. Beim vorliegenden Manöverflug werden keine Strömungsablösungen beobachtet und die Modifikationen der Flügelprofile zur Vermeidung einer Vorderkantenablösung zeigen die gewünschte Wirkung.

Für eine Bewertung der aerodynamischen Eigenschaften des getrimmten Referenzflugzeugs wurden Auftriebskurven und Polaren mit Berücksichtigung der statischen aeroelastischen Flügelverformungen generiert. In Bild 4.44 werden die Auftriebskurven und Polaren in Abhängigkeit von Flughöhe, Machzahl und Schwerpunktlage dargestellt.

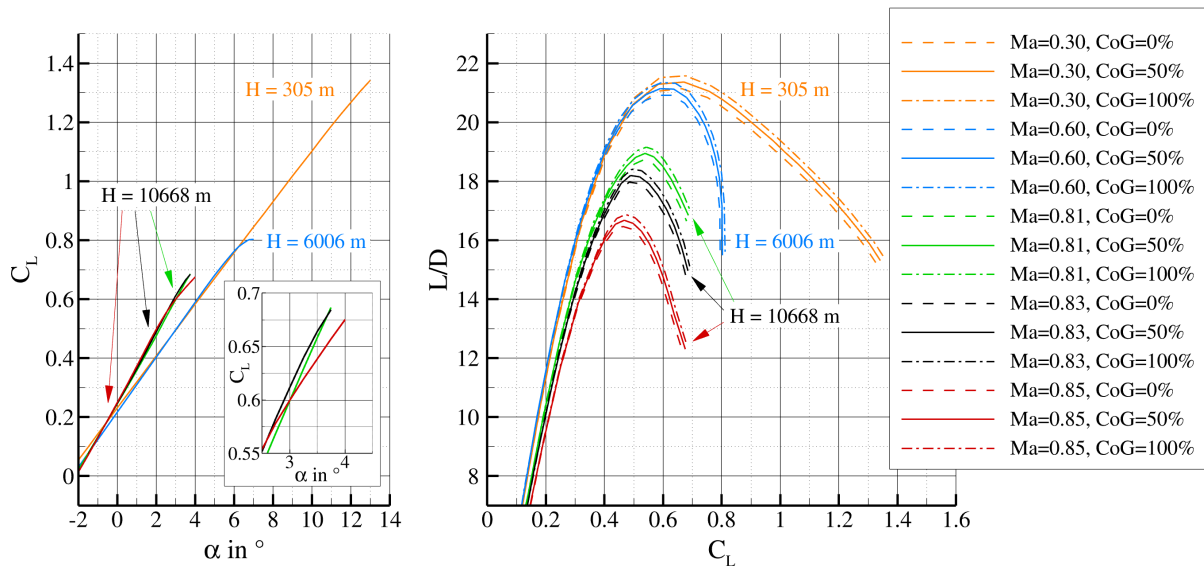


Bild 4.44: Auftriebskurven und Polaren des getrimmten Referenzflugzeugs mit elastischem Flügel in Abhängigkeit von Machzahl und Schwerpunktlage.

Bei Machzahlen von $Ma = 0.30$ wird ein maximaler Auftriebsbeiwert von $C_{L,max} \geq 1.3$ erreicht. Damit weist der Flügel mit eingefahrenen Vorflügeln und Landeklappen für den Langsamflug geeignete aerodynamische Eigenschaften auf. Die stetige Abnahme der Gleitzahl weist hierbei auf ein gutmütiges Überziehverhalten bei geringen Fluggeschwindigkeiten hin.

Im transsonischen Reiseflug zeigen die Polaren deutlich geringere maximale Auftriebsbeiwerte, weil stoßinduzierte Strömungsablösungen die aerodynamischen Grenzen darstellen. Die höchsten Gleitzahlen im Reiseflug werden für die geringste der untersuchten Machzahlen erreicht. Bei einer Machzahl von $Ma = 0.81$ kann eine maximale Gleitzahl von $(L/D)_{max} = 19$ erreicht werden. Für die gewählte Auslegungsmachzahl von $Ma = 0.83$ wird ein guter Wert in der Größenordnung von $(L/D)_{max} = 18$ erreicht. Der zugehörige Auftriebsbeiwert entspricht nahezu dem im Flügelentwurf betrachteten Wert. Bei einer Machzahl von $Ma = 0.85$ werden deutlich geringere Gleitzahlen aufgrund des transsonischen Widerstandsanstiegs erreicht. Mit

zunehmender Machzahl ist wie erwartet eine Verschiebung der maximalen Gleitzahlen zu geringeren Auftriebsbeiwerten zu beobachten. Die höchsten Gleitzahlen werden bei allen Polen für die hinterste Schwerpunktlage mit $CoG = 100\%$ erreicht. Bei der vordersten Schwerpunktlage von $CoG = 0\%$ sind die Gleitzahlen am geringsten. Dieses Verhalten kann auf eine Reduzierung des Trimmwiderstands infolge einer Verschiebung des Schwerpunkts nach hinten zurückgeführt werden und entspricht den Erwartungen.

Flugmechanische Eigenschaften In diesem Abschnitt sollen die Ergebnisse für die statische Längsstabilität im Reiseflug vorgestellt werden. Die Auswertung der statischen Längsstabilität erfolgt hier im Hinblick auf die Flugleistung unter Reiseflugbedingungen. Auf weitere flugmechanische Eigenschaften soll an dieser Stelle nicht eingegangen werden.

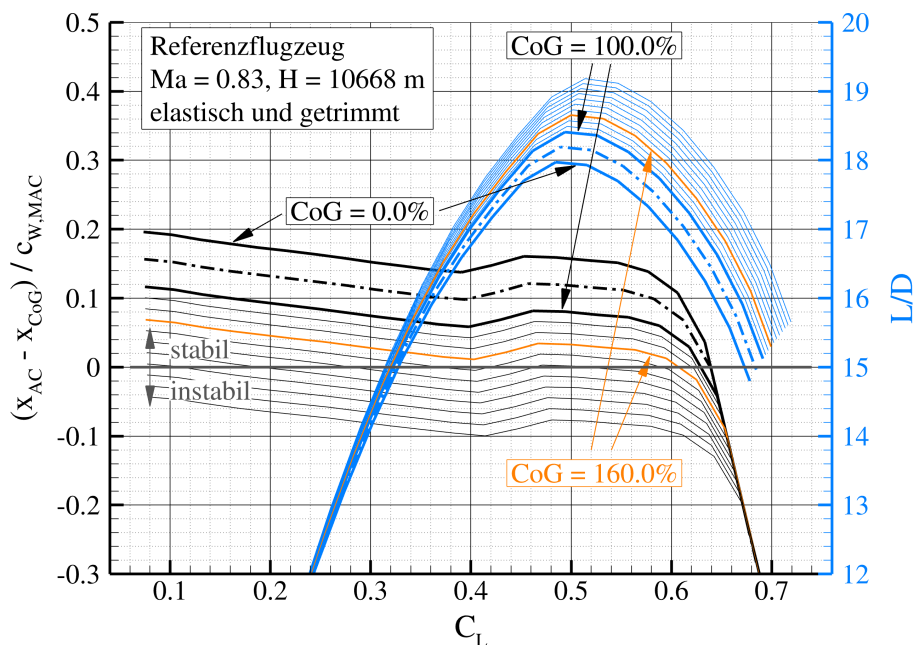


Bild 4.45: Statische Längsstabilität und Gleitzahl im Reiseflug bei $Ma = 0.83$ in Abhängigkeit von Auftriebsbeiwert und Schwerpunktlage.

In Bild 4.45 werden die statische Längsstabilität und Gleitzahl im Reiseflug bei $Ma = 0.83$ in Abhängigkeit von Auftriebsbeiwert und Schwerpunktlage dargestellt. Die Bestimmung der statischen Längsstabilität erfolgte hier für das getrimmte Flugzeug mit elastischem Flügel unter Vernachlässigung der destabilisierenden Wirkung der Rumpfdeformation. Im zulässigen Schwerpunktbereich von $0\% \geq CoG \geq 100\%$ ist das Referenzflugzeug bis zu einem Auftriebsbeiwert von $C_L \approx 0.62$ statisch längsstabil. Die statische Längsstabilität ist im Bereich der maximalen Gleitzahlen mit Werten zwischen 8% und 16% relativ hoch. Dabei ist anzumerken, dass aus der hohen Streckung des Flügels eine relativ geringe Bezugsflügelhöhe von 7.346m resultiert und dies bei Vergleichen des auf die Bezugsflügelhöhe bezogenen Stabilitätsmaßes berücksichtigt werden muß.

Neben dem zulässigen Schwerpunktbereich sind in Bild 4.45 auch Ergebnisse für eine weitere Verschiebung des Schwerpunkts über den zulässigen Bereich hinaus und die Auswirkungen auf die Flugleistung eingezeichnet. Diese Ergebnisse sollen das Potential zur weiteren Verbesserung der Gleitzahl im Reiseflug aufzeigen.

Bei dem vorliegenden Flügelentwurf des Referenzflugzeugs sind die Freiheitsgrade bei der Fahrwerksintegration bereits vollständig ausgenutzt worden. Diese Erkenntnisse sollen in zukünftige Flügelentwürfe mit reduzierter statischer Längsstabilität einfließen, um die Gleitzahl im Reiseflug und die daraus resultierende Effizienz weiter zu verbessern.

Strukturmechanische Auslegung des hochgestreckten Flügels In diesem Abschnitt sollen die Ergebnisse der strukturmechanischen Vorauslegung vorgestellt werden, wie sie im Rahmen des multidisziplinären Flügelentwurfs- und Optimierungsprozesses erfolgt ist. Das Strukturkonzept des Flügels in Faserverbundbauweise wird in Bild 4.46 gezeigt. Die definierten Flügelregionen und Kraftstofftanks sind in Bild 4.46a dargestellt. In Tabelle 4.46b wird ein Überblick über die verwendeten Dehngrenzen, die vorgegebenen Rippenabstände und den gewählten Lagenaufbau gegeben.

Für die strukturmechanische Vorauslegung werden nur die Manöverlastfälle mit den in der Zulassungsvorschrift angegeben minimalen und maximalen Lastvielfachen berücksichtigt. Mit diesem Vorgehen kann eine globale Vordimensionierung des Flügelkastens unter Berücksichtigung der wesentlichen Lasten und Auslegungskriterien mit begrenztem Rechenaufwand erfolgen. Die wesentlichen Ergebnisse dieser Strukturdimensionierung sind die Flügelmasse und die Steifigkeit des Flügels. In Tabelle 4.17 wird ein Überblick über die hier verwendeten Manöverlastfälle und die aus der Dimensionierung des Flügelkastens resultierenden Massen gegeben. Bei der Bestimmung der Lasten wurden die statischen aeroelastischen Verformungen des Flügels berücksichtigt. Die Auslegung erfolgte hierbei mit Festigkeits- und Stabilitätskriterien.

In Bild 4.47 wird ein Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften des dimensionierten Flügelkastens in Form der Elementdicken und Sicherheitsreserven gegeben. Entsprechend der in Bild 4.47a dargestellten Elementdicke der Haut inklusive der Versteifungen, werden die größten Dicken im Bereich außerhalb des Kinks erreicht. Die in Bild 4.47b und Bild 4.47c dargestellten Sicherheitsreserven im Hinblick auf Festigkeit und Stabilität zeigen eine gute Materialausnutzung auf der Oberschale. Gegenüber der Oberschale besitzt die bei den dimensionierenden Lastfällen bevorzugt auf Zug beanspruchte Unterschale hohe Reserven gegenüber den Auslegungskriterien für Stabilitätsversagen. Die Dimensionierung der Holme und Rippen erfolgt bevorzugt nach Stabilitätskriterien und ist mit hohen Reserven im Hinblick auf die Festigkeitskriterien verbunden.

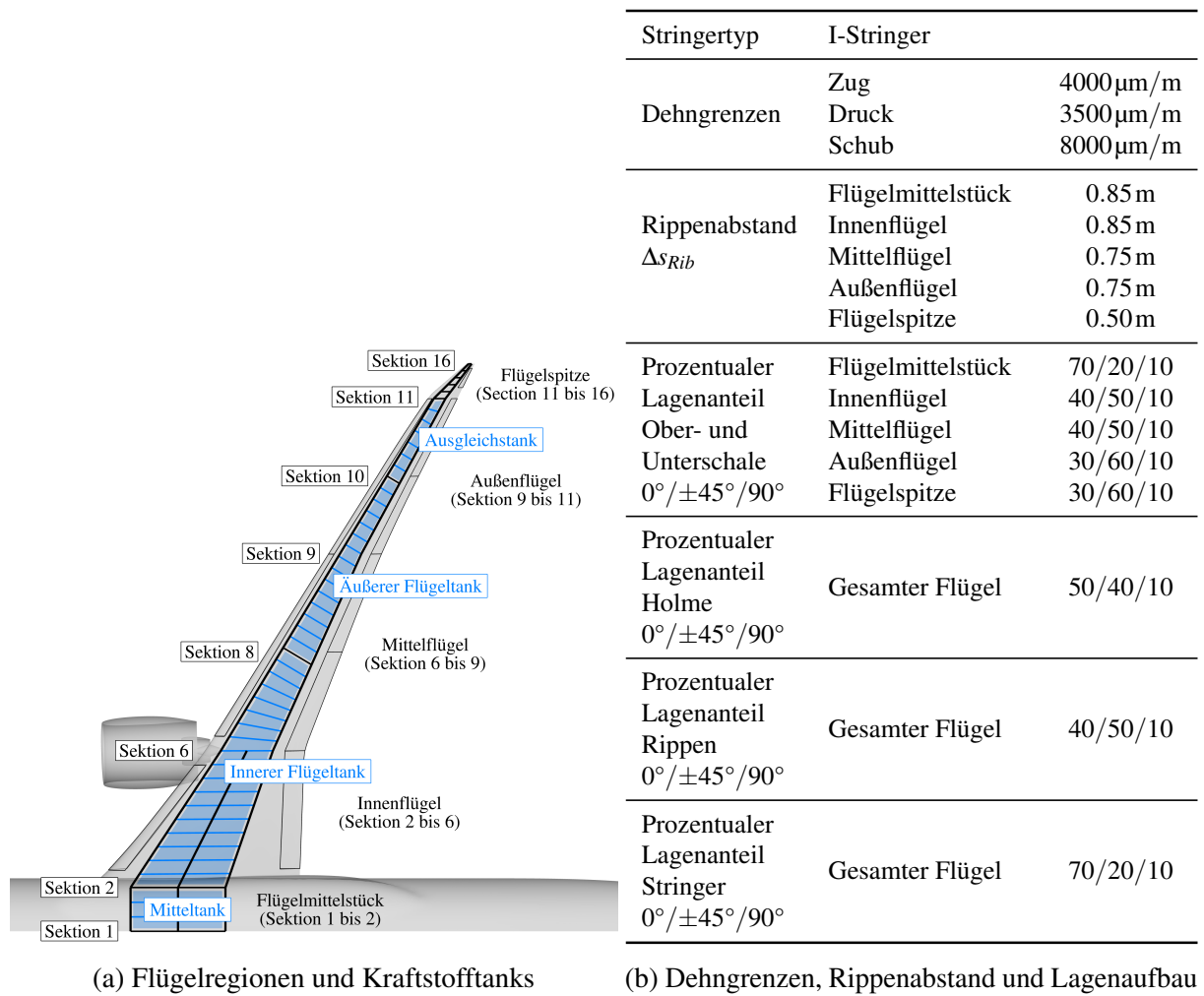


Bild 4.46: Strukturkonzept des Flügels in Faserverbundbauweise.

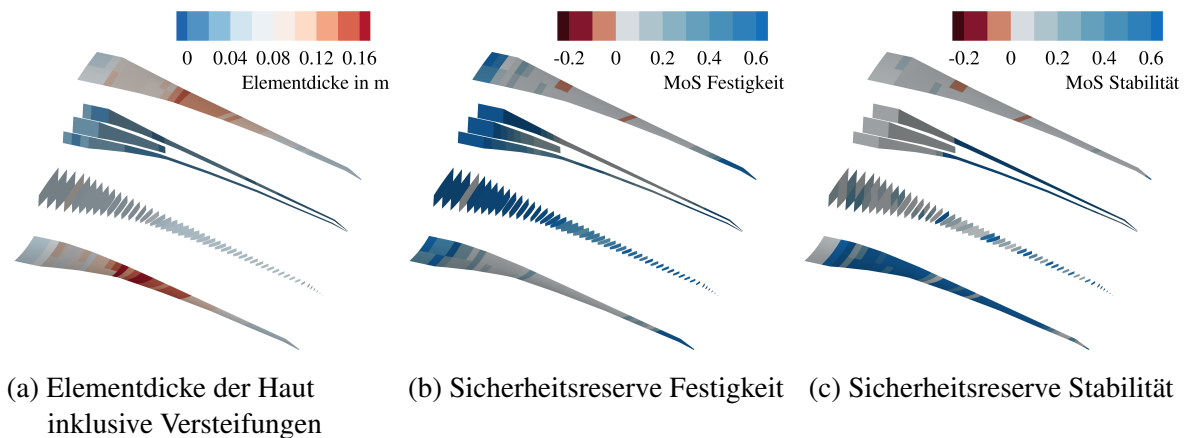


Bild 4.47: Strukturmechanische Eigenschaften des dimensionierten Flügelkastens.

4.4 AP 1.3 Referenzflügel und Gesamtflugzeug mit Basistechnologien

Manöverflug n=2.5	Manöverlastabminderung	-	keine
	Machzahl	Ma	0.552
	Flughöhe	H	0m
	Lastvielfaches	n_z	2.5
	Flugzeugmasse	m	220 000 kg
	Anstellwinkel	α	6.3°
	Auftriebsbeiwert	C_L	0.742
	Druckpunkt Flügel-Rumpf-Triebwerkskonfiguration	$y_{CoP}/(b/2)$	0.329
Manöverflug n=-1.0	Manöverlastabminderung	-	keine
	Machzahl	Ma	0.655
	Flughöhe	H	3048 m
	Lastvielfaches	n_z	-1.0
	Flugzeugmasse	m	223 700 kg
	Anstellwinkel	α	-5.5°
	Auftriebsbeiwert	C_L	-0.311
	Druckpunkt Flügel-Rumpf-Triebwerkskonfiguration	$y_{CoP}/(b/2)$	0.333
Rollmanöver n=2.0	Manöverlastabminderung	-	keine
	Machzahl	Ma	0.552
	Flughöhe	H	0m
	Lastvielfaches	n_z	2.0
	Flugzeugmasse	m	220 000 kg
	Anstellwinkel	α	4.4°
	Auftriebsbeiwert	C_L	0.592
	Druckpunkt Flügel-Rumpf-Triebwerkskonfiguration	$y_{CoP}/(b/2)$	0.340
Landestoß n=1.4	Manöverlastabminderung	-	keine
	Machzahl	Ma	0.265
	Flughöhe	H	0m
	Lastvielfaches	n_z	1.413
	Flugzeugmasse	m	186 900 kg
	Anstellwinkel	α	7.5°
	Auftriebsbeiwert	C_L	1.097
	Druckpunkt Flügel-Rumpf-Triebwerkskonfiguration	$y_{CoP}/(b/2)$	0.363
Massen	Masse der Ober- und Unterschale	$m_{W, covers}$	7948 kg
	Masse der Holme	$m_{W, spars}$	3267 kg
	Masse der Rippen	$m_{W, ribs}$	2065 kg
	Masse des Flügelkastens ^a	$m_{W, box}$	16 600 kg
	Flügelmassenverhältnis	m_W/m_{MTO}	0.1143
	Betriebsleermassenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0.5267

^a Die Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen lokaler Verstärkungen für die Lasteinleitung und Befestigungselemente zu berücksichtigen.

Tabelle 4.17: Lastfälle und Massen des Referenzflugzeugs.

Bewertung der Flugeistung und Effizienz Der multidisziplinäre Flügelentwurf des Referenzflugzeugs ist dem Ziel einer möglichst hohen Effizienz im Hinblick auf den kombinierten Kraftstoffverbrauch für drei unterschiedlich gewichteten Flugmissionen erfolgt. In Tabelle 4.18 sind die Ergebnisse des Flügelentwurfs für die betrachteten Flugmissionen angegeben. Im Reiseflug mit $Ma = 0.83$ werden Gleitzahlen bis $L/D = 18.2$ erreicht. Bei der Flugmission mit einer höheren Machzahl von $Ma = 0.85$ reduziert sich die Gleitzahl auf $L/D = 16.6$ und der entsprechende Kraftstoffverbrauch steigt an. Der multidisziplinäre Flügelentwurf resultiert in einer für diese Flügelstreckung relativ geringen Flügelmasse von 25 140 kg und ermöglicht damit eine hohe Nutzlast bei der Entwurfsmission. Mit einem Kraftstoffverbrauch von 2.32L/100pkm für die Flugmission mit einer Reichweite von 6000NM und einer Nutzlast von 32.9t ist der berechnete Kraftstoffverbrauch des Referenzflugzeug in der Größenordnung von 10 % geringer als bei einem Airbus A350-900 auf einer Flugmission mit einer Reichweite von 5534NM [53]. Hier ist anzumerken, dass beim Referenzflugzeug ein Getriebefan als Triebwerk mit einem gegenüber dem Rolls-Royce Trent XWB des A350 geringeren spezifischen Kraftstoffverbrauchs verwendet wird. Somit stellt der Entwurf des Referenzflugzeugs ein effizienteres Langstreckenverkehrsflugzeug gegenüber dem aktuellen Stand der Technik dar.

Bewertungsmission mit Ma=0.83	Nutzlast	m_P	40800kg
	Reichweite	R	7408km (4000NM)
	Anstellwinkel	α	1.9°
	Gleitzahl	L/D	18.14
	Druckpunkt Flügel-Rumpf-Triebwerkskonfiguration	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3575
	Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.441 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$
	Kraftstoffverbrauch pro Passagierkilometer ^a	$V_F/(Rm_P)$	1.89L/100pkm
Schnellflugmission mit Ma=0.85	Nutzlast	m_P	40800kg
	Reichweite	R	7408km (4000NM)
	Anstellwinkel	α	1.6°
	Gleitzahl	L/D	16.62
	Druckpunkt Flügel-Rumpf-Triebwerkskonfiguration	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3547
	Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.564 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$
	Kraftstoffverbrauch pro Passagierkilometer ^a	$V_F/(Rm_P)$	2.05L/100pkm
Entwurfsmission mit Ma=0.83	Nutzlast	m_P	32928kg
	Reichweite	R	11112km (6000NM)
	Benötigtes Kraftstoffvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.760
	Anstellwinkel	α	2.0°
	Gleitzahl	L/D	18.20
	Druckpunkt Flügel-Rumpf-Triebwerkskonfiguration	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3550
	Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.769 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$
Kraftstoffverbrauch pro Passagierkilometer ^a	$V_F/(Rm_P)$	2.32L/100pkm	
Zielfunktion	Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.552 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$
	Kraftstoffverbrauch pro Passagierkilometer ^a	$V_F/(Rm_P)$	2.04L/100pkm

^a Es werden 0.8kg/L für die Dichte von Kerosin und 105 kg für die Passagiermasse mit Gepäck angenommen.

Tabelle 4.18: Ergebnisse des multidisziplinären Flügelentwurfs.

Kosten-Nutzen-Analyse des Gesamtflugzeugs mit hochgestrecktem Flügel im Vergleich zum Referenzflugzeug mit konventioneller Technologie Die Grundlagen der Kosten-Nutzen-Analyse werden im Anhang in Abschnitt 6.1 im Detail dargestellt. Hier soll auf die wesentlichen Aspekte nur kurz eingegangen werden.

Mit dem Multi-Technologie-Demonstrator (MTD) wird vom Institut DLR-MO ein Werkzeug erstellt, das eine Analyse der ökonomischen Auswirkungen der Integration lastadaptiver Systeme im Gesamtentwurf ermöglicht. Das Rahmenwerk wurde bis Ende 2021 fertiggestellt, das heißt, dass bei Verfügbarkeit entsprechender Konfigurationsdaten des Luftfahrzeugentwurfs, Wirtschaftlichkeitsanalysen durchgeführt werden können. Das wird 2022 für den Referenzentwurf mit hochgestrecktem Flügel erfolgen. Der MTD basiert auf vorberechneten Antwortflächen des Luftfahrzeugentwurfs vom Institut DLR-AS, die u. a. die Änderungen der wesentlichen leistungsspezifischen Kennwerte des Flugzeugs über die Reichweitenenveloppe wiedergeben. Letzteres ermöglicht das Luftfahrzeug in eine Betreibernetzstruktur, in der unterschiedlichste Reichweiten geflogen werden müssen, einzuladen. Dadurch werden auch Analysen möglich, inwieweit die Leistung des Flugzeugs bei einer Veränderung der Betriebsregionen verbessert oder beeinträchtigt wird. Dies kann im MTD durch eine Hybridisierung verschiedener Flug-Strecken-Verteilungen berücksichtigt werden. Zur Erstellung eines initialen Betriebsprofils wurden Flüge des Muster Airbus A350-900 über einen Zeitraum von 2 Jahren ausgewertet und in den MTD eingelesen. Im MTD ist für die Wirkungsanalyse die Einstellung hybrider Betriebsprofile möglich (arithmetisches Mittel zweier Betriebsprofile), indem z.B. Missionssegmente ausgelassen werden. Das hier präferierte Profil ist das der realen weltweiten Airbus A350 Flotte ohne Missionen mit Reichweiten unterhalb von 1750NM, da hier der Airbus A350 auf außergewöhnlich kurzen Distanzen, u. a. zum Crew-Training, eingesetzt wurde (siehe Bild 4.48).

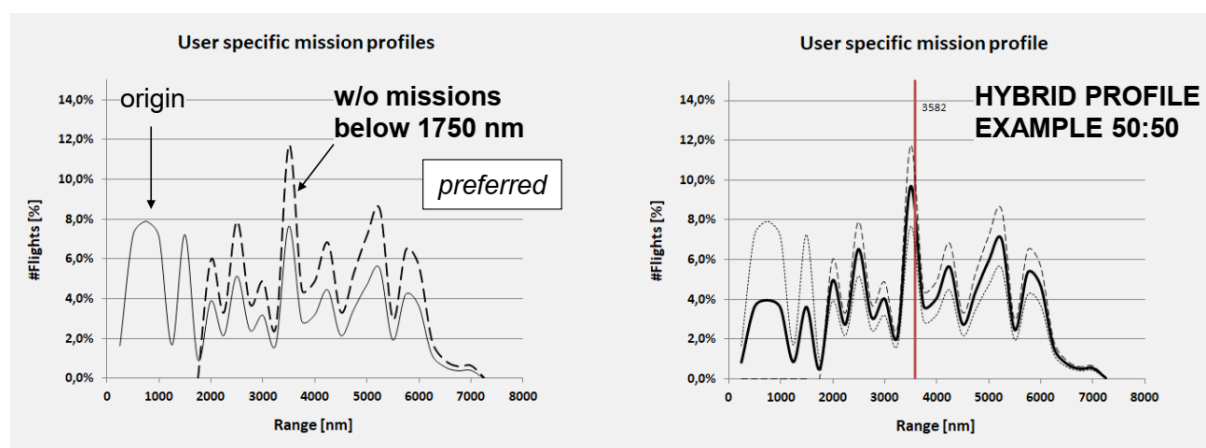


Bild 4.48: Verwendetes Betriebsprofil bei der Wirtschaftlichkeitsbewertung.

Die Wirtschaftlichkeitsanalyse im MTD basiert auf der Bilanz der lebenszyklusbasierten Kosten und Nutzen vom Referenzflugzeug gegenüber dem Flugzeug mit Technologien des intelligenten Flügels, unter vereinfachter Berücksichtigung von Instandhaltungsereignissen. Dazu werden sämtliche Kostenelemente des direkten und indirekten Flugzeugbetriebs erhoben und der potenziellen Einnahmen gegenübergestellt. Aus dem daraus resultierenden Kapitalfluss werden die Wirtschaftlichkeitskennwerte NPV und IRR ermittelt und ihre entwurfsspezifischen

Werte als Delta gegenübergestellt. Die zentrale Bilanz-Mechanik der Kosten-Nutzen-Bilanz und Berechnung der Wirtschaftlichkeitskennwerte im MTD ist in Bild 4.49 dargestellt: Entlang einer Zeitachse werden sämtliche jährliche und zeitvariable Ausgaben A und Einnahmen E quantifiziert, wobei Investitionen I als zeitlich begrenzte Ausgaben betrachtet werden. In dem Zeitraum vor dem Serviceeintritt, d.h. vor dem Betrieb des Flugzeugs, werden hier ausschließlich Investitionen angenommen, da weder Einnahmen aus dem Betrieb noch entscheidende operative Ausgaben generiert werden. Aus den Ausgaben, Einnahmen und Investitionen werden die jährlichen Geldflüsse g bilanziert, wobei die Wirtschaftlichkeitsparameter (z.B. Lohnkosten etc.) auf ein betriebswirtschaftliches Referenzjahr bezogen werden und somit die Inflationsrate bzw. sonstige dynamische Entwicklungen (z.B. Lohnkostenveränderungen) im jeweiligen Bilanzierungsjahr ($|m - 1| \Rightarrow n + 1$) berücksichtigt werden. Die jährlichen Geldflüsse werden diskontiert und der zum Betrachtungszeitpunkt bestehende Nettobarwert als Integral der Zahlungsströme berechnet. Zudem wird die Rendite berechnet, die sich als interner Zinsfuß mit einem Nettobarwert von 0 ergibt. Grundsätzlich wird zwischen wiederkehrenden (RC) und einmaligen Kosten (NRC) unterschieden. Als einmalige Kosten verstehen sich insbesondere die Aufwendungen aus den Investitionen zur Beschaffung und Inbetriebnahme des Flugzeugs. Wiederkehrende Kosten sind vor allem die aus dem Flugzeugbetrieb entstehenden Ausgaben, welche v.a. die Personal-, Kraftstoff-, Instandhaltungskosten und Gebühren umfassen. Die Einnahmen bilanzieren sich aus einem einfachen Ticketmodell, das sowohl unterschiedliche Flugklassen als auch die Unterscheidung zwischen Flugfracht und Passagiertransport vorsieht.

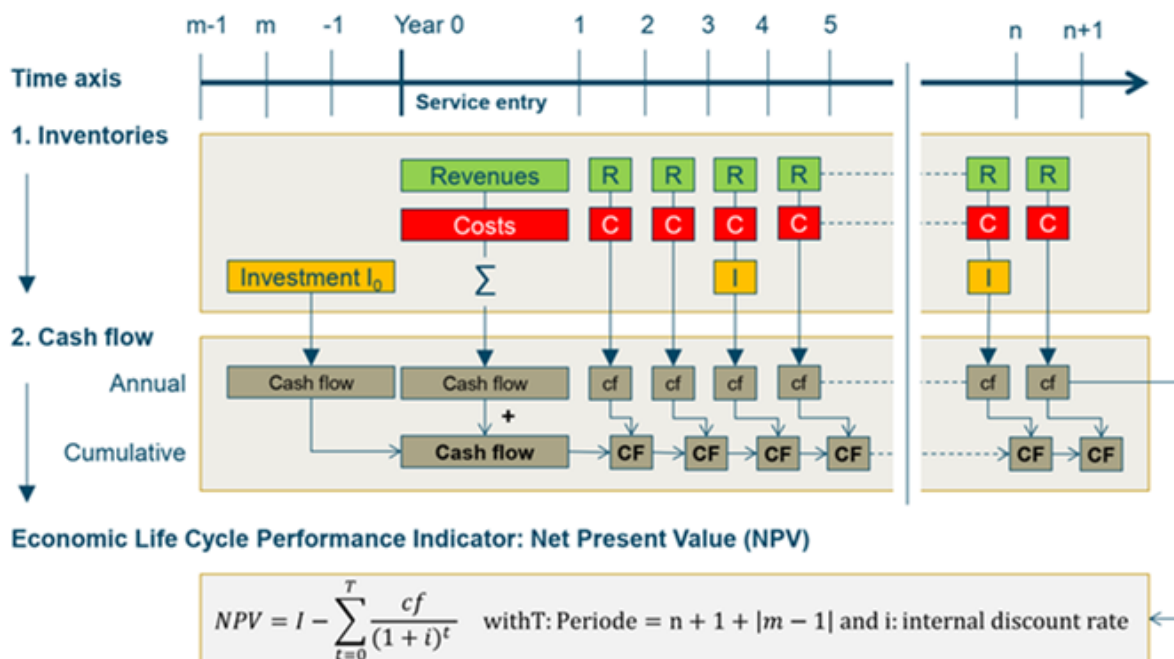


Bild 4.49: Lebenszyklusbasierte Sachbilanzen, Kapitalflüsse und Wirtschaftlichkeitskennwerte NPV, IRR.

Erste Ergebnisse konnten auf der Grundlage des konventionell ausgelegten Referenzentwurfs (ohne hochgestreckte Flügel) von DLR-AS generiert werden (Bild 4.50): So wäre bei

einem Serviceeintritt des Flugzeugs im Jahr 2030 und einer auf 25 Jahre festgelegten Betriebszeit eine Rendite von knapp 9% zu erwarten (Bild 4.50 rechts). Die Gewinnschwelle wäre 14 Jahre nach dem Serviceeintritt, also 2044, zu erreichen (Bild 4.50 links), die Investition ist somit als positiv zu bewerten. Im weiteren Projektverlauf wird diese Basiskonfiguration um einen hochgestreckten Flügel ergänzt und ebenfalls mit dem MTD analysiert (2022), gefolgt von der Analyse des Referenzflugzeugs mit hochgestrecktem Flügel im Jahr 2023. Abschließend werden die Konfigurationen einander gegenübergestellt und ihr Delta interpretiert.

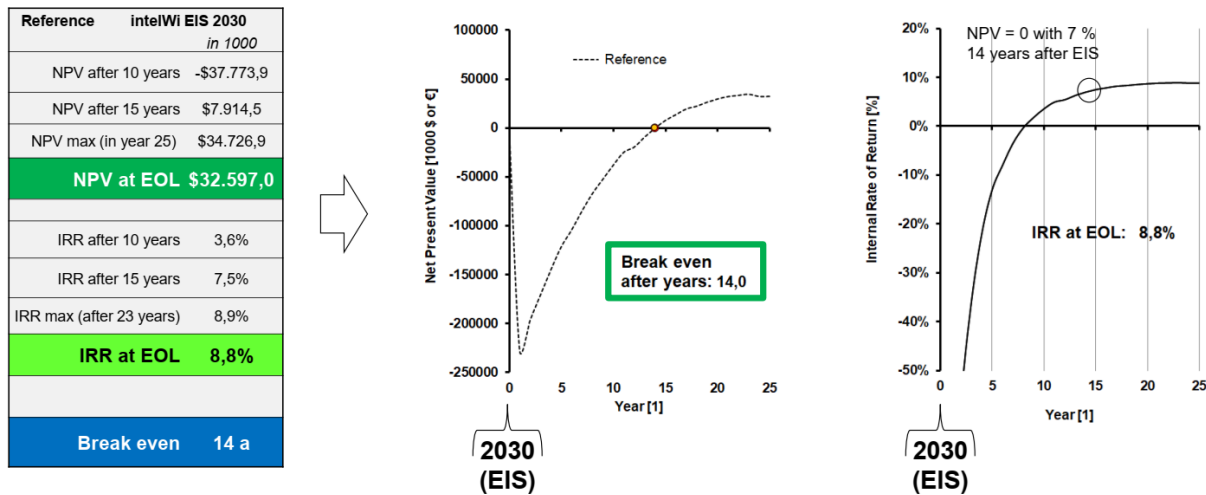


Bild 4.50: Wirtschaftlichkeitskennwerte Nettobarwert (links) und Rendite (rechts) der konventionell ausgelegten Referenzkonfiguration.

Gesamtbilanz und Bewertung

Flugzeugpreis und Rendite für Betreiber und Hersteller Zur Feststellung des Flugzeugpreises für den Referenz- und Neuentwurf gibt es unterschiedliche Strategien. Grundsätzlich stehen hier zwei Parteien gegenüber (Käufer und Verkäufer), deren jeweiliges Interesse eine Gewinnmaximierung ist (hier IRR \rightarrow max). Die dabei erzielbare Rendite ist in Abhängigkeit vom Verkaufspreis bzw. Kaufpreis in Bild 4.51 dargestellt. Grundsätzlich bestehen somit viele Konstellationen von Verhandlungsergebnissen über den Luftfahrzeugpreis, mit den unterschiedlichsten Auswirkungen auf den Hersteller und Betreiber. Für die Kosten-Nutzen-Analyse wird hier eine ausgewogene Rendite zwischen Hersteller und Betreiber angenommen; dies ist die einzige idealtypische Konstellation in der weitere teils strategische und somit schwer zu determinierende Verhandlungsparameter („taktisches Kalkül“ etc.) ausgeblendet werden. Dazu wird der Flugzeugpreis iterativ derart ermittelt, dass beide Parteien am Ende ihrer jeweiligen Betrachtungsphase eine paritätische Rendite (IRR_{Operator} = IRR_{Manufacturer} \rightarrow „Win-Win-Szenario“) aufweisen. Das ist der Fall, wenn für den Referenzentwurf ein Preis von 228 Millionen US\$ (Preis 2022) ausgehandelt wird; dann ergibt sowohl der Cashflow des Flugzeugbetreibers als auch des Herstellers eine Rendite von 10.7%. Dabei bleiben die Produktionseckwerte, also der Verkauf von durchschnittlich 75 Luftfahrzeugen pro Jahr, über eine Produktionszeit von 30

Jahren, unverändert. Das Flugzeug wird beim Betreiber 2030 in Dienst gestellt und 25 Jahre betrieben. Ausgehend von den konzeptionell bilanzierten Netto-Herstellerkosten der Referenzmaschine, ca. 143 Millionen US\$ (ohne Triebwerke), wird mit einem herstellerseitigen Aufschlag von 26.7% bzw. einem Preis von ca. 191 Millionen US\$, die zuvor genannte Rendite erzielt. Der Preis pro Triebwerk wurde mit 23.5 Millionen US\$ bilanziert, was zu einem Gesamtpreis des zweistrahligen Referenzentwurfs von 228 Millionen US\$ führt.

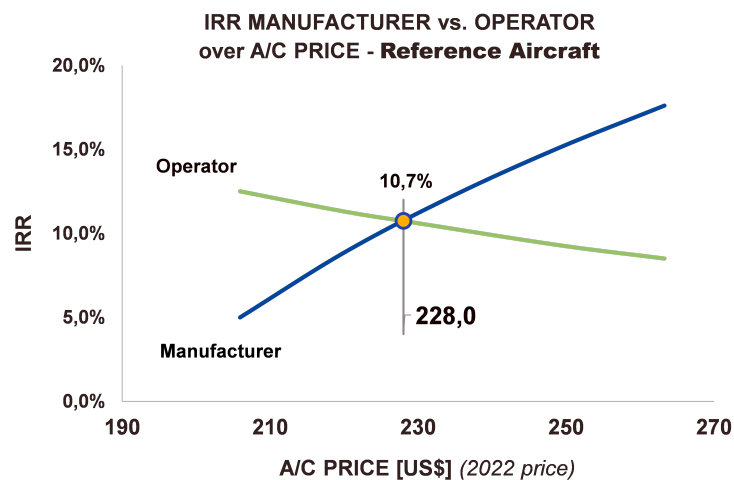


Bild 4.51: Ermittlung des Flugzeugpreises der Referenzkonfiguration mit dem Ziel einer paritätischen Rendite zwischen Luftfahrzeughersteller und -betreiber.

Für die Abwägung des Flugzeugpreises des Neuentwurfs sind drei Szenarien denkbar:

- Im 1. Szenario bleibt die Rendite des Herstellers im Vergleich zum Referenzentwurf unverändert (10,7%) und würde somit alle renditespezifischen Vor- oder Nachteile an den Luftfahrzeugbetreiber über den Flugzeugpreis weitergeben.
- Im 2. Szenario bleibt die Rendite des Luftfahrzeugbetreibers im Vergleich zum Referenzentwurf unverändert (10,7%) und würde somit alle renditespezifischen Vor- oder Nachteile dem Luftfahrzeughersteller überlassen.
- Das 3. Szenario entspricht dem eines ausgewogenen Preisansatzes, entsprechend dem Vorgehen zur Ermittlung des Referenzflugzeug-Preises, bei dem die Rendite von Luftfahrzeughersteller und -betreiber am Ende ihrer jeweiligen Lebenszyklusbetrachtung paritätisch sind, also der Preis idealtypisch ausgehandelt wird.

Für die INTELWI-Konfiguration ohne LA (ausschließlich ein sehr hoch gestreckter Flügel) ergeben sich entsprechend dem Bild 4.52 folgende Preisoptionen:

1. Szenario (Herstellerrendite konstant gegenüber Referenz):
→ Flugzeugpreis: 230.0 Millionen US\$, Betreiberrendite: 12.0%
2. Szenario (Betreiberrendite konstant gegenüber Referenz):
→ Flugzeugpreis: 247.5 Millionen US\$, Herstellerrendite: 14.3%
3. Szenario (Hersteller-/Betreiberrendite ausgewogen):
→ Flugzeugpreis: 234.3 Millionen US\$, Rendite: 11.6% (IRR Betreiber = IRR Hersteller)

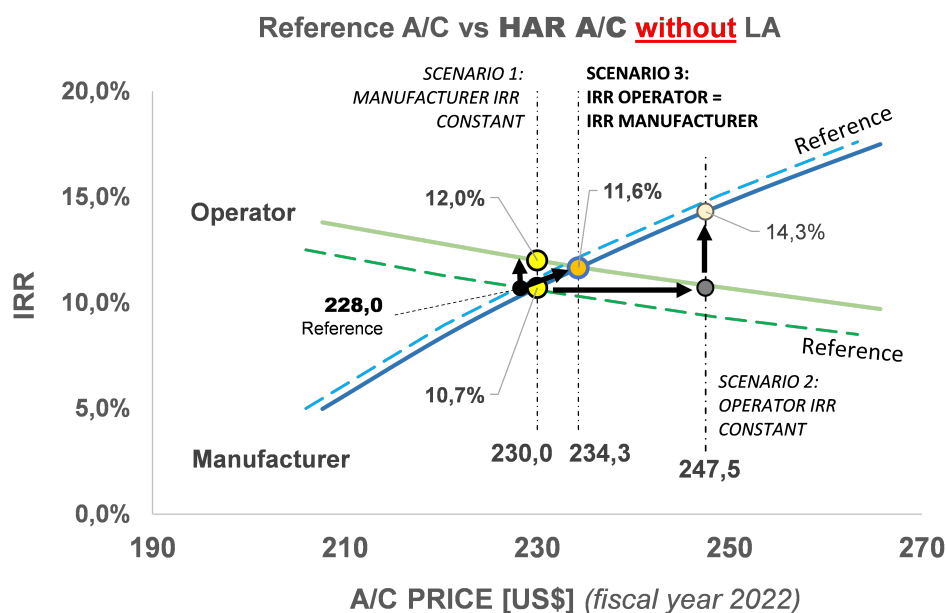


Bild 4.52: Rendite und Flugzeugpreis für das Referenz und das INTELWI-Flugzeug mit hochgestrecktem Flügel ohne Lastabminderungstechnologien bei unterschiedlichen Verhandlungszielen.

Diese idealisierte Parität ist bei der INTELWI-Konfiguration ohne LA mit einem Verkaufs- bzw. Kaufpreis von 234.3 Millionen US\$ zu erreichen. Dieser Preis liegt dabei 2.8% über dem der Referenz, was sich darin begründet, dass die Strukturkomplexität in Folge des sehr hoch gestreckten Flügels erhöht und somit seine Produktion verteuert. Allerdings überkompensiert der effizientere Betrieb (→ geringerer Energieverbrauch) diesen Nachteil, weshalb die Rendite mit 11.6% insgesamt höher ausfällt (+8.4% gegenüber der Referenzmaschine). Für das Referenzflugzeug mit LA ergeben sich entsprechend dem Bild 4.53 folgende Preise:

1. Szenario (Herstellerrendite konstant gegenüber Referenz):
→ Flugzeugpreis: 224.0 Millionen US\$, Betreiberrendite: 13.4%
2. Szenario (Betreiberrendite konstant gegenüber Referenz):
→ Flugzeugpreis: 263.0 Millionen US\$, Herstellerrendite: 18.0%
3. Szenario (Hersteller-/Betreiberrendite ausgewogen):
→ Flugzeugpreis: 232.9 Millionen US\$, Rendite: 12.7% (Betreiber, Hersteller)

Für die Kosten-Nutzen-Analyse wird auch hier eine ausgewogene Rendite zwischen Hersteller und Betreiber angenommen, was bei einem Verkaufs- bzw. Kaufpreis von 232.9 Millionen US\$ zu erreichen ist. Dieser liegt 21.5% über dem Preis des Referenzflugzeugs und die Rendite steigt um 18.7% (2 Prozentpunkte). Diese Verbesserungen sind das Ergebnis der lastadaptiven Maßnahmen. Diese reduzieren hier die Strukturkomplexität des Flugzeugs und somit sein Produktionsaufwand, was sich unmittelbar in einem günstigeren Verkaufspreis niederschlägt. Vertiefte Auswirkungen der veränderten Systemarchitekturen auf die Produktionsprozesse/-kosten wurden in Ermangelung an Informationen und aufgrund des vorliegenden Detaillierungsgrads nicht

berücksichtigt.

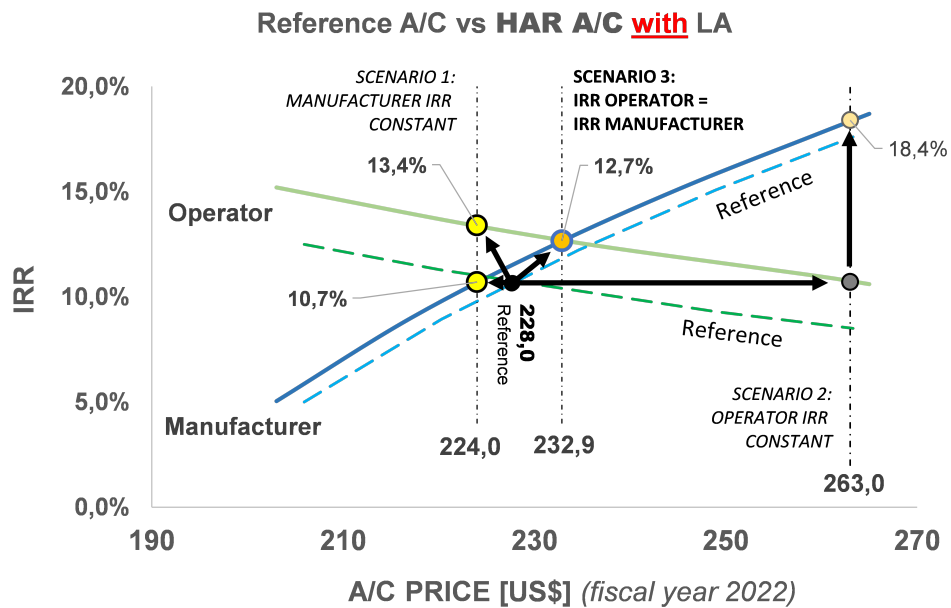


Bild 4.53: Rendite und Flugzeugpreis für das Referenz und das INTELWI-Flugzeug mit hochgestrecktem Flügel mit Lastabminderungstechnologien bei unterschiedlichen Verhandlungszielen.

Auswirkungen von Intervall, Dauer und Kosten veränderter Instandhaltungsergebnisse Der Einsatz von Technologien zur aktiven Lastabminderung wirkt sich auf die Instandhaltung des Flugzeugs in verschiedener Weise aus. Im Wesentlichen

1. auf die Flugzeug-Systemebene, wobei es um den stetigen Funktionserhalt der zur Lastabminderung beitragenden Komponenten geht. So sind bei zusätzlich, evtl. redundant verbauten oder höher beanspruchten Systemen, wie z. B. Laser-Detektionssysteme, Regler oder Aktuatoren, spezifische und regelmäßige Maßnahmen erforderlich. Die können sich von einer einfachen Sicht- über eine detaillierte Funktionskontrollen bis hin zu ihrer Reparatur oder ihrem Austausch ausspannen.
2. auf die Flugzeug-Strukturebene, wobei es um die fortlaufende Sicherstellung der Strukturintegrität der von den Lastfällen betroffenen Bauteile geht. Da die Strukturbelastungen von den Lastabminderungssystemen gedämpft werden und diese potenzielle Fehlerquoten aufweisen, was zu einem nicht detektierten Dämpfungsausfall geführt haben könnte. Folglich ist hier von Interesse, welcher Zusatzaufwand infolge des verbauten Lastabminderungssystems durch zusätzliche Strukturuntersuchungen oder Eingriffe erforderlich sind. Es sind also visuelle oder detaillierte zerstörungsfreie Untersuchungen an den Stellen zu vollziehen, die lastkritisch sind und deren Lasten vom Lastabminderungssystem im Normalfall gedämpft werden.

Ebenfalls ist das Szenario vorstellbar, dass durch die Lastabminderungstechnologien Inspektionsintervalle gestreckt werden könnten, da durch die Dämpfung eine insgesamt

geringere Strukturbelastung vorliegt, was den Erwartungswert potenzieller Ermüdungerscheinungen erhöhen könnte.

3. auf die Flugzeugbetriebsebene, wobei veränderte Instandhaltungsbedingte Bodenzeiten und Ausgaben eine unmittelbare Wirkung auf die Effizienz der Maschine haben: So bestimmen Häufigkeit und Länge potenziell zusätzlicher Aufwendungen wie die technische Betriebseffizienz benachteiligt wird. Gleichzeitig könnte es sich positiv auswirken, wenn die hier erforderlichen Tätigkeiten in bereits notwendige Instandhaltungsereignisse, wie z.B. den A-Check, mit aufgenommen werden. Neben der technischen Instandhaltungseffizienz, also dem Verhältnis aus Flug- zu Instandhaltungsstunden, tragen zur gesamtwirtschaftlichen Bilanz die notwendigen Ausgaben deutlich bei.

Im Rahmen des Projekts INTELWI wird zur Bewertung der Instandhaltung nicht detailliert in die System- oder Strukturebene eingestiegen. Es werden keine systemspezifischen Analysen gefahren, welche Maßnahmen und vor allem in welchem Umfang und in welcher Häufigkeit notwendig wären, um das lastadaptive Flugzeug sicher zu betreiben. Dafür wären u.a. MSG-3 Analysen (Maintenance Steering Group-3) notwendig, um die grundlegenden Wirkungs- und Fehlerpfade, letztendlich die potenziellen Fehlerarten und ihre Systemrelevanz, zu identifizieren. Zusammen mit entsprechenden Aufwandabschätzungen zur Fehlervermeidung oder -beseitigung hätten daraus die geplanten Instandhaltungsaktivitäten für den Lebenszyklus des INTELWI-Luftfahrzeugs bestimmt werden müssen. Diese systematische Ableitung konnte im Umfang des Arbeitspakets nicht geleistet werden. Mit Hilfe einer Top-Down-Betrachtung wurden die Auswirkungen potenzieller Änderungen des ursprünglichen Instandhaltungsplans, der sich in Anlehnung an die A350 ergab auf die Wirtschaftlichkeit des INTELWI-Flugzeugs ermittelt. Dazu wurden die aggregierten Stellgrößen eines Instandhaltungsereignisses wie

- Häufigkeit,
- Dauer und
- Kosten

parametriert, und die Auswirkung ihrer Änderungen auf den technischen und wirtschaftlichen Betrieb bewertet. Dies erfolgte mit Hilfe einer Sensitivitätsanalyse, bei der die Parameter getrennt voneinander variiert wurden. Dabei wird dem Instandhaltungsplan ein zusätzlicher Check eingefügt, der entsprechend seiner Spezifikation die in Bild 4.54 exemplarisch gezeigt Verteilung als „ADD-Check“ über den Lebenszyklus des Flugzeugs aufweist. Die Verteilung wird iterativ berechnet, da die Durchführung der Checks eine unmittelbare Auswirkung auf die totale Betriebszeit und Zyklen der Maschine hat und diese Betriebsdaten wiederum Einfluss auf den Zeitpunkt und somit Häufigkeit der Checks nehmen. In Bild 4.54 rechts wird dazu beispielhaft dargestellt, inwieweit sich die Instandhaltungseffizienz über den gesamten Lebenszyklus des INTELWI-Flugzeugs durch einen zusätzlichen Check verändern würde: In dem Beispiel wird davon ausgegangen, dass der zusätzliche Check in einem Intervall von 500 Flugstunden durchzuführen ist und dabei eine Dauer von 12 Stunden aufweist. Aspekte wie z. B. die Integration in bereits vorhandene Checks oder die Durchführung in reguläre Nichtbetriebszeiten (z.B. „Overnight“) werden hier aufgrund des begrenzten Bilanzumfangs nicht diskutiert, was allerdings eher zum Nachteil der Gesamtbilanz des INTELWI-Flugzeugs beiträgt und somit einem strengen Szenario entspricht („worst-case“).

Um die Wirkungsanalyse auszuweiten, wurden auf der Basis des zuvor beschriebenen Vor-

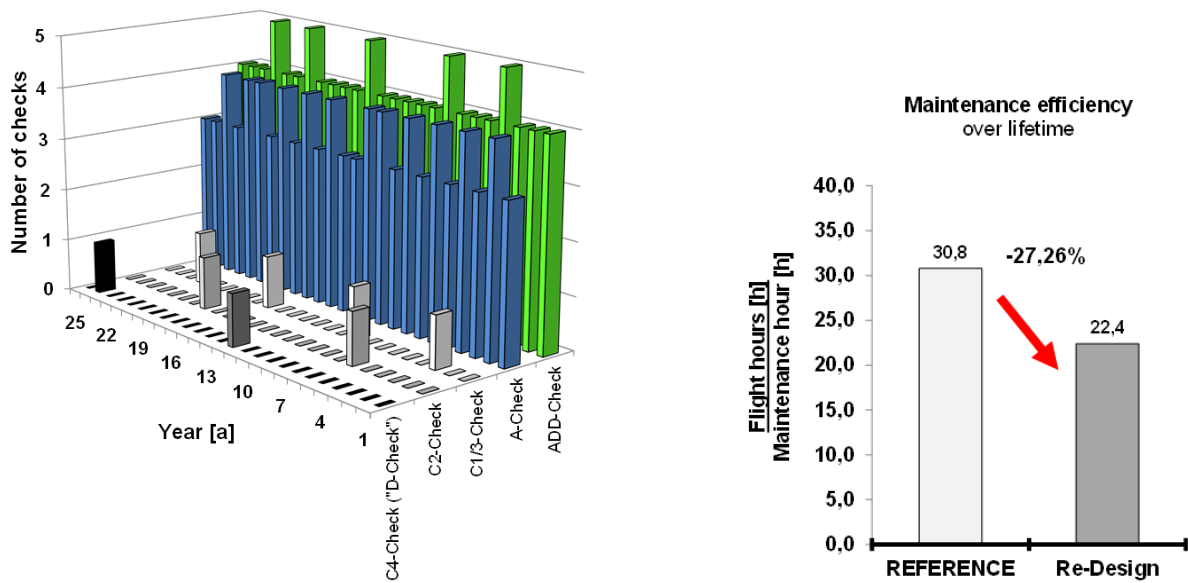


Bild 4.54: Beispiel einer Verteilung zusätzlicher Checks (links „ADD-Check“) und deren Auswirkung auf die technische Instandhaltungseffizienz des Flugzeugs (rechts) über den 25 Jahre Betriebszeit.

gehens eine Vielzahl von Parameterkonstellation simuliert. Diese Parameterstudien dienen vor allem dazu, den Parameterraum in der frühen Entwurfsphase abzustecken, so dass Technologen oder andere Entscheidungsträger Richtwerte bzgl. maximaler Kosten bzw. Zeitaufwände vorgelegt bekommen. Es wurden also eine Vielzahl der Instandhaltungsmustern, wie in Bild 4.54 links gezeigt, gerechnet und die dadurch erwirkte Veränderung auf die Rendite abgebildet. Die prozentuale Veränderung der Rendite wurden sowohl für eine ausschließlich technisch veränderte Instandhaltungseffizienz, das heißt ein geändertes Verhältnis aus Flug- und Instandhaltungszeit ohne weitere Check-spezifische Kosten, und unter Berücksichtigung eines spezifischen Kostenbeitrags ermittelt. Die funktionale Abbildung der sich prozentual verändernden Rendite (IRR) des Flugzeugs, bei sonst unveränderten Randbedingungen wie z. B. der Anschaffungspreis, ist in Bild 4.55 dargestellt: Dem linken Diagramm liegt die akademische Annahme keiner zusätzlichen Kosten pro Check zugrunde, wobei im rechten Diagramm davon ausgegangen wird, dass dieser zusätzliche „INTELWI“-Check 100 000 US\$ kostet. Diese Spreizung soll erlauben, Zwischenwerte zu interpolieren bzw. bis zu einem gewissen Grad zu extrapolieren!

Grundsätzlich bestätigt sich die Erwartungshaltung einer Verschlechterung der Rendite bei einem abnehmenden Check-Intervall bzw. einer Zunahme der Check-Dauer. Ebenso bestätigt sich die Erwartung, dass sich der betreffende Gradient mit sinkender Intervalllänge und somit zunehmender Häufigkeit des Checks steigt, also dass der Renditeverlust bei sehr kurz Intervallen überproportional wächst, da die Checks den Betrieb zunehmend dominieren. Beispielsweise wäre für einen durch die neue INTELWI-Systemarchitektur notwendigen und eigenständigen Check alle 1000 Flugstunden, der eine Dauer von 1 Tag benötigt, allein durch die verlorene potenzielle Flugbetriebszeit eine Abnahme der Rendite von etwa -3.3% zu erwarten. Lügen zudem die Kosten für diesen Check bei 100 000 US\$ so ist ein Rückgang der Rendite um -5.1% möglich. Darüber hinaus würde eine Halbierung des Intervalls (500 FH) den Rückgang

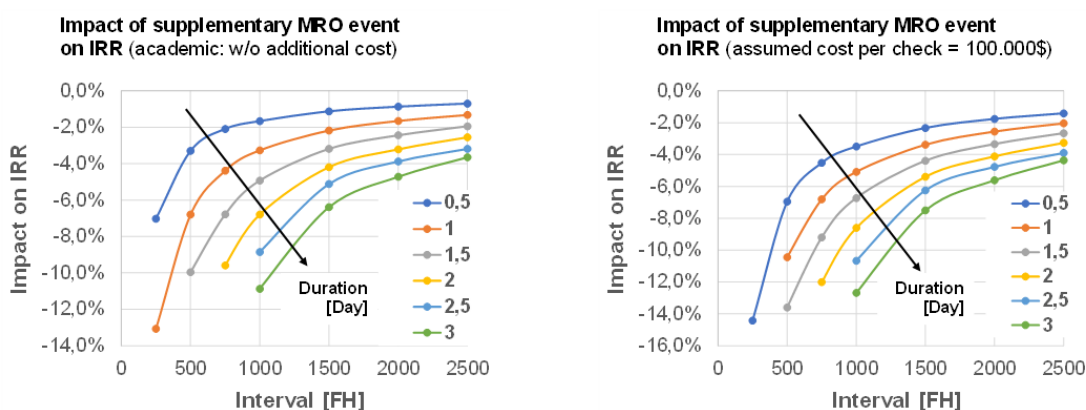


Bild 4.55: Prozentuale Auswirkungen eines zusätzlichen eingeführten Checktyps auf die Ursprungs-Rendite des INTELWI-Flugzeugs, bei veränderlichem Intervall (Flugstunden) und parametrierter Dauer (links ohne zusätzliche Kosten; rechts mit der Annahme, dass ein Check 100.000 US\$ kostet).

ungefähr verdoppeln (-6,8 % bzw. -10,4 %); ähnlich verhält es sich bei einer Verdopplung der Dauer. Andersherum führt eine Verlängerung des Intervalls bzw. einer Verkürzung der Dauer zu einem genau symmetrisch inversen Verlauf der prozentualen Veränderung der Rendite; mit zunehmender Intervalllänge und abnehmender Dauer nähert man sich asymptotisch dem Referenzfall an ($IRR_{\text{INTELWI,originär}} = 12,7\%$).

Da hier keine detaillierten Kenntnisse über Instandhaltungsmaßnahmen und -kosten der INTELWI-betreffenden Teilsysteme (veränderte Flügelstruktur, Aktuatoren, LIDAR, Reglersysteme etc.) vorliegen, wird auf die Möglichkeit einer Zielpreisfindung zurückgegriffen. Dabei geht es darum, die theoretisch maximal möglichen Kosten für den zusätzlichen Check zu ermitteln, so dass die Rendite des INTELWI-Flugzeugs nicht kleiner als die des Referenzflugzeugs wird. Mathematisch erfolgt somit eine Iteration der Kosten des zusätzlichen Checks, bei unterschiedlichen Parameterkonstellation aus Intervall und Dauer, wobei die Rendite des Referenzflugzeug der Zielwert ist. Dabei sind die in Bild 4.56 links ermittelten Maximalkosten ein Extremszenario, in dem sämtliche durch das INTELWI-Flugzeug gegenüber der Referenzmaschine erwirtschafteten Kostenvorteile (insbesondere durch die geringen Kraftstoffkosten) ausschließlich in den potenziellen Kostennachteilen des zusätzlichen Checktyps aufgehen würden. Daher sind auch die möglichen Kosten sehr hoch: Ausgehend von dem Beispiel oben, der Einführung eines zusätzlichen Checktyps mit einem Intervall von 500 Flugstunden und einer Dauer von 1 Tag, lägen maximal Kosten bei knapp 251 000 US\$. Bei einer Verdoppelung des Intervalls auf 1000 FH stiege die Kostengrenze auf gut 665 000 US\$. Eine zunehmende Dauer des Checks reduziert die aus einer gesamtbetriebswirtschaftlichen Perspektive betrachteten Maximalkosten. So würde zum Beispiel bei einem Intervall von 1000 Flugstunden, die Verdreifachung der Dauer, von 1 auf 3 Tage, zu einer knappen Halbierung der Maximalkosten von 665 000 US\$ auf 352 000 US\$ führen. Somit ergibt sich ein zu optimierendes Wechselspiel: Einerseits würde mit einer zunehmenden Komplexität der INTELWI-Systemarchitektur die Dauer und Kosten der Instandhaltungsmaßnahmen steigen, andererseits allein durch die dadurch verursachten Flugausfälle abnehmenden Erlöse die Rendite senken, weshalb sich die Maximalkosten dieser Instandhaltungsmaßnahmen grundsätzlich reduzieren.

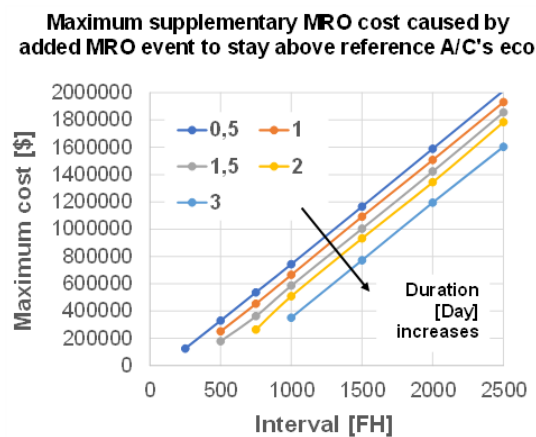


Bild 4.56: Maximale Kosten eines zusätzlich eingeführten Checktyps bei veränderlichem Intervall (Flugstunden) und parametrierter Dauer, mit dem Zielwert einer Rendite oberhalb des Referenzflugzeugs ($IRR_{\text{Referenz}} = 10.7\%$).

Der anfänglich ermittelte Verkaufspreis für das INTELWI-Flugzeug ist ein Verhandlungsergebnis zwischen Betreiber und Hersteller unter der Annahme, dass sich die Instandhaltungsmaßnahmen zum Referenzflugzeug nicht verändern. In den darauffolgenden Studien zur Auswirkung veränderter Instandhaltungsmaßnahmen wurde dieser nicht geändert. Folglich werden die potenziellen wirtschaftlichen Lasten und Risiken durch höhere Kosten bzw. geringerer Einnahmen, allein durch den Luftfahrzeugbetreiber getragen, weshalb auch nur seine Rendite sich reduziert und die des Herstellers unverändert bleibt.

Werden bei der Verkaufsverhandlung die möglichen Mehrausgaben durch notwendige Instandhaltungsmaßnahmen berücksichtigt, so kann der Flugzeugbetreiber diese gegenüber dem Hersteller geltend machen und entsprechende Abschläge beim Flugzeugspreis erwirken. Auf der Seite des Flugzeugbetreibers würde sich der reduzierte Preis positiv auf die ökonomische Lebenszyklusbilanz auswirken und die nachteiligen Effekte höherer Instandhaltungsaufwendungen auf die Rendite dämpfen. Gleichzeitig verringert ein reduzierter Verkaufspreis die Rendite des Flugzeugherstellers, bei sonst unveränderten Produktionsdaten. Wie zuvor beschrieben, führt auch hier das Equilibrium zwischen Hersteller- und Betreiberrendite zu einem theoretisch fair ausgehandelten Verkaufspreis.

In Bild 4.57 wird die negative Verschiebung der Renditekurve des Flugzeugbetreibers durch einen erhöhten Instandhaltungsaufwand dargestellt – von der Kurve ohne zu der mit ergänzenden MRO Maßnahmen (vgl. auch Bild 4.53: Renditeverlauf ohne zusätzliche Instandhaltungsmaßnahmen). Hier wurde exemplarisch ein zusätzlicher Check eingeführt, der alle 1000 Flugstunden, mit einer Dauer von 1 Tag durchgeführt wird und Kosten von 100 000 US\$ verursacht. Die Parität der Rendite von Betreiber und Hersteller liegt nun bei einem Verkaufspreis von 230.1 Millionen US\$, also um 1.2% niedriger als der ursprünglich – ohne verändertem Instandhaltungsplan – ausgehandelte Preis von 232.9 Millionen US\$. Die Rendite beider Verhandlungspartner beträgt nun 12.1% bzw. ist 0.6 Punkte (-4.7%) niedriger. Vergleicht man die Rendite die der Flugzeugbetreiber mit dem ursprünglichen Kaufpreis (232.9 Millionen US\$) aber mit Berücksichtigung des o.g. zusätzlichen Checks realisiert (vgl. auch Bild 4.55 rechts: 5.0%), so dämpft der reduzierte Kaufpreis den Renditeverlust beim Betreiber geringfügig und zwar um 0.3 Prozentpunkte. Die Abschläge

aus der Sicht des Herstellers sind dabei deutlicher und zwar die bereits o.g. 0.6 Prozentpunkte bzw. -4.7%.

Ein weiteres, wenn auch eher extremes Verhandlungsszenario/-ergebnis ist, wenn der Flugzeugbetreiber die erhöhten Instandhaltungskosten vollständig über einen reduzierten Flugzeugspreis an den Hersteller weitergibt, also eine Rendite von 12.7% erwirtschaften könnte, die sonst nur ohne zusätzliche Instandhaltungsmaßnahmen mit dem INTELWI-Flugzeug erreichbar wäre. Wie in Bild 4.57 gezeigt wird (Szenario 1), müsste dazu der Verkaufspreis von 230.7 Millionen US\$ auf 224.0 Millionen US\$ (-3.0%) abgesenkt werden. Der Flugzeughersteller würde bei diesem Verkaufspreis eine durchschnittliche Rendite von 10.7% erwirtschaften, was der des Referenzflugzeugs entspräche und 12.3% unter der Rendite liegt, die bei einem zwischen Betreiber und Hersteller paritätischen Verhandlungsergebnis zu erzielen ist (4.57: Szenario 3 Verkaufspreis: 230.7 Millionen US\$, Rendite: 12.2%). Den zahlreichen Varianten eines Checks, mit den unterschiedlichsten Kombinationen aus Intervalllänge, Dauer und Kosten wird mit einer Sensitivitätsanalyse begegnet, um ihre Auswirkungen auf die Rendite abzubilden. Dabei wird als Optimierungsziel die Parität der Renditen des Herstellers und des Betreibers festgelegt (Szenario 3). Es folgen somit bei jeder Wertekonstellation zwei Iterationen: Die erste Iteration implementiert den Check als zusätzliches Instandhaltungsereignis, das auch alle anderen flugzeit- oder flugzyklusabhängigen Ereignisse beeinflusst, in den Flugplan. Die zweite Iteration findet den Flugzeugpreis, bei dem die Rendite von Hersteller und Betreiber identisch ist.

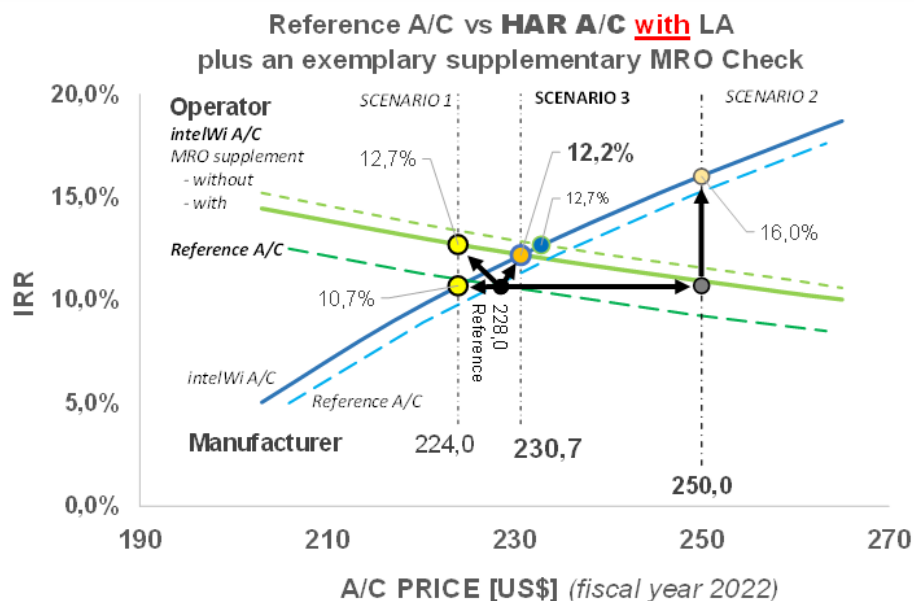


Bild 4.57: Ermittlung des Flugzeugpreises für die INTELWI-Konfiguration mit hochgestrecktem Flügel und Lastabminderungstechnologien mit zusätzlichem Check (1000 FH, 100000\$) und bei unterschiedlichen Verhandlungszielen.

Tabelle 4.19 fasst das Ergebnis dieser Sensitivitätsanalyse zusammen. Dabei wurde das Check-Intervall zwischen 1000 und 3000 Flugstunden, die Check-Dauer zwischen 1 und 3 Tagen und die Check-Kosten zwischen 50000\$ und 150000\$ variiert. Abgebildet werden die totale

Rendite IRR, die zum Referenzflugzeug relative Rendite Δ IRR und der Flugzeugpreis des INTELWI-Flugzeugs.

Interval		Dauer					
		1 Tag		2 Tage		3 Tage	
		50000 \$	150000 \$	50000 \$	150000 \$	50000 \$	150000 \$
1000 FH	IRR	12.29 %	12.12 %	12.0 %	11.82 %	11.71 %	11.53 %
	Δ IRR	+14.8 %	+13.2 %	+12.0 %	+10.4 %	+9.3 %	+7.7 %
	Flgz.preis	231.18 \$	230.40 \$	229.86 \$	229.08 \$	228.58 \$	227.8 \$
2000 FH	IRR	12.49 %	12.41 %	12.34 %	12.26 %	12.20 %	12.11 %
	Δ IRR	+16.6 %	+15.9 %	+15.2 %	+14.5 %	+13.9 %	+13.1 %
	Flgz.preis	232.07 \$	231.68 \$	231.39 \$	231.01 \$	230.74 \$	230.36 \$
3000 FH	IRR	12.56 %	12.50 %	12.46 %	12.41 %	12.36 %	12.31 %
	Δ IRR	+17.3 %	+16.8 %	+16.3 %	+15.9 %	+15.4 %	+14.9 %
	Flgz.preis	232.37 \$	232.12 \$	231.93 \$	231.68 \$	231.49 \$	231.23 \$

Tabelle 4.19: Hersteller- und Betreiber-Rendite des INTELWI-Flugzeugs mit Lastabminderung (HAR A/C with LA) und Berücksichtigung eines zusätzlichen Instandhaltungschecks, parametrisiert nach Intervall, Dauer und Kosten (Verkaufspreis wurde iterativ mit dem Ziel $IRR_{\text{Hersteller}} = IRR_{\text{Betreiber}}$ berechnet).

Die Sensitivitäten lassen sich in den hier betrachteten Grenzen linear annähern. Die relative Rendite Δ IRR sinkt linear angenähert je Kosteninkrement von 100 000 \$ um:

- 1.6 Punkte bei einem Intervall von 1000 FH
- 0.7 Punkte bei einem Intervall von 2000 FH
- 0.5 Punkte bei einem Intervall von 3000 FH

Die relative Rendite Δ IRR sinkt linear angenähert je Zeitinkrement (Dauer) von 1 Tag um:

- 2.8 Punkte bei einem Intervall von 1000 FH
- 1.4 Punkte bei einem Intervall von 2000 FH
- 1.0 Punkte bei einem Intervall von 3000 FH

Die Intervalllänge beeinflusst degressiv den Renditeabschlag. Mit Hilfe der Erkenntnisse lässt sich eine vereinfachte Annäherungsgleichung ableiten, mit der für das INTELWI-Flugzeug die relative Rendite zur Referenz ($IRR_{\text{Referenz}} = 10.7\%$) abgeschätzt werden kann. Dabei ist darauf zu achten, dass die Dauer zwischen 0.5 und 4 Tagen, das Intervall oberhalb von 500 Flugstunden und die Kosten unterhalb von 200 000 \$ pro Check liegen:

$$\Delta\text{IRR} = 18.7\% - \frac{2771 \cdot \text{Dauer} + 0.0156 \cdot \text{Kosten}}{\text{Intervall}}\% \quad (4.7)$$

Dauer : Dauer des Checks [Tage]

Kosten : Kosten des Checks [\$]

Intervall : Intervall des Checks in Flugstunden [FH]

Möchte man das Ergebnis der Gleichung mit den Werten in Bild 4.55 vergleichen, so ist darauf zu achten, dass sich die dort dargestellte prozentuale Veränderung auf die Rendite des INTELWI-Flugzeugs und nicht auf die des Referenzflugzeugs bezieht, also $IRR_{\text{INTELWI}} = 12.7\%$. Zum Beispiel ist dem Bild 4.55 rechts zu entnehmen, dass sich bei einem Intervall von 1500 Flugstunden, einer Dauer von 2 Tagen und Kosten von 100000\$ die Rendite um 5.3% reduziert. Bezogen auf die ursprüngliche Rendite von 12.7% bedeutet dies, dass sich diese auf 12.1% reduziert. Aus der Gleichung oben wiederum folgt ein ΔIRR von 14.0%, der allerdings auf die Rendite des Referenzflugzeugs von 10.7% zu beaufschlagen ist, was zu einer Rendite des INTELWI-Flugzeugs von 12.2% führt. Die Abweichung zwischen Diagramm und Rechnung um 0.1 Punkt ist der Vereinfachung der Formel zuzuschreiben.

Fazit

- Die wirtschaftliche Bewertung des INTELWI-Flugzeugs zeigt einen ökonomischen Vorteil gegenüber eines konventionell ausgelegten Referenzflugzeugs mit identischen Transportanforderungen.
- Bereits die Lebenszyklusbewertung der Zwischenstufen-Konfiguration mit einem sehr hoch gestreckten Flügel aber ohne Lastabminderungstechnologien weist eine höhere Rendite $\Delta IRR = +8.4\%$ auf (von $IRR_{\text{Referenz}} = 10.7\%$ auf $IRR_{\text{INTELWI_intermediate}} = 11.6\%$).
- Allerdings wird durch die Implementierung der Lastabminderungstechnologien und der damit ganzheitlich erwirkten Vorteile auf den Luftfahrzeugentwurf (u. a. leichter, effizienter), das wirtschaftliche Potenzial erkennbar erhöht:
 - Die Rendite des INTELWI-Flugzeugs mit Lastabminderungstechnologien liegt im Vergleich zum Referenzflugzeug um bis zu $\Delta IRR = 18.7\%$ höher*; $IRR_{\text{Referenz}} = 10.7\%$ auf $IRR_{\text{INTELWI}} = 12.7\%$ (+2.0 Prozentpunkte).
 - Die Rendite des INTELWI-Flugzeuges mit Lastabminderungstechnologien liegt im Vergleich zu dem ohne Lastabminderung um bis zu $\Delta IRR = 7.4\%$ höher*; $IRR_{\text{INTELWI_intermediate}} = 11.6\%$ auf $IRR_{\text{INTELWI}} = 12.7\%$ (+1.1 Prozentpunkte). *
- Es wird betrachtet, welche Auswirkungen eine Verschärfung des Instandhaltungsplans hat, indem zusätzliche Maßnahmen (Checks) erforderlich sind um das INTELWI-Flugzeug, mit seinen teilweisen neuen Systemarchitekturen, zu betreiben.

Grundsätzlich hat jeder zusätzliche Eingriff Nachteile zur Folge, die sich insbesondere in unproduktiven Bodenzeiten des Flugzeugs (Einnahmenverluste) und durch höhere Ausgaben (Kosten durch die Instandhaltungsmaßnahmen) niederschlägt. Das Projekt umfasste keine dezidierten Systemanalysen bzgl. Ausfallverhalten, Degradation oder konkrete Instandhaltungsmaßnahmen (Inspektion, Reparatur etc.) der betroffenen Systembauteile (z.B. LIDAR, Aktuatoren, Struktur). Daher blieb die betriebswirtschaftliche Analyse auf Annahmen beschränkt, die „was-wäre-wenn“-Szenarien abdecken. In die Lebenszyklusanalyse wurde ein Block (Platzhalter) eines zusätzlichen Checks eingebaut, der über sein Ereignisintervall, seine Dauer und Kosten parametrisch charakterisiert wurde. Die Parameter

wurden variiert und die Auswirkungen auf die Wirtschaftlichkeitskennwerte (Rendite, Nettobarwert) des INTELWI-Flugzeugs berechnet. Somit wurde Top-Down der Ergebnisraum abgesteckt, um bei detaillierteren Erkenntnissen über notwendige Instandhaltungsmaßnahmen zügig eine Antwort über deren Auswirkungen auf die Wirtschaftlichkeit geben zu können.

Vereinfacht ergibt sich, dass sich der prozentuale Renditeanstieg der INTELWI-Konfiguration zur Referenzkonfiguration ($IRR_{\text{Referenz}} = 10.7\%$) um die summierten Faktoren

$$\frac{\text{Dauer}[\text{Tage}]}{\text{Intervalllänge}[\text{FH}]} \cdot 2771\% \text{ [Prozentpunkte pro Tag]} \quad (4.8)$$

$$\frac{\text{Kosten}[\$]}{\text{Intervalllänge}[\text{FH}]} \cdot 0.0156\% \text{ [Prozentpunkte pro \$]} \quad (4.9)$$

reduziert. So liegt die errechnete Rendite im Vergleich zum Referenzflugzeug nur noch um 12.4% höher ($IRR_{\text{INTELWI}} = 12.0\%$), wenn z.B. ein zusätzlicher Check mit einem Intervall von 1000 Flugstunden, einer Dauer von 2 Tagen und Kosten von 50000\$ eingefügt würde. Bei einem Intervall von 2000 FH, einer Dauer von 1 Tag und Kosten von 100000\$ läge die Rendite um 16.5% über der der Referenz ($IRR_{\text{INTELWI}} = 12.5\%$).

Abschließend lässt sich feststellen, dass sich die Wirtschaftlichkeit der INTELWI-Konfiguration robust gegenüber nachteiligen Effekten durch eventuell zusätzlich eingefügter Instandhaltungsmaßnahmen zeigt. Der ökonomische Vorteil durch die verbesserten Flugleistungen, als Ergebnis einer hohen Flügelstreckung und reduzierter Strukturmassen durch die lastreduzierenden Systeme, überwiegt den Nachteilen in moderaten Instandhaltungsszenarien. In Tabelle 4.20 sind die erwarteten Renditen der Flugzeuge als Endergebnis zusammengefasst.

Konfiguration	Referenz	INTELWI ohne LA	INTELWI mit LA
Rendite*	10.7 %	11,6 %	max. 12,7 % min. 11.5 %**
Δ IRR zur Referenz	—	+8,4 %	max. +18.7 % min. +7.4 %**
Δ IRR zu INTELWI ohne LA	-7.8 %	—	+9.5 %

* Für Hersteller und Betreiber, da mit Parität gerechnet wurde. Produktionsphase des Programms beim Hersteller wurde mit 30 Jahre festgelegt. Die Betriebszeit pro Flugzeug 25 Jahre.

** Szenario mit einem zusätzlichen „INTELWI“-Instandhaltungsscheck, Intervall: 1000 FH, Dauer: 3 Tage, Kosten: 150000\$

Tabelle 4.20: Aggregiertes Ergebnis der ökonomischen Lebenszyklusbilanz als Rendite

4.5 AP 2.1 Flugphysikalische Technologien

Im AP 2.1 „Flugphysikalische Technologien“ wurden 2D-RANS-LFD-Untersuchungen durchgeführt, mit denen für ausgewählte Steuerflächenausschläge Informationen zum Amplituden- und Phasengang des aerodynamischen Antwortverhaltens sowie Scharniermomente ermittelt wurden [54]. Ziel war dabei die Erzeugung von Ersatzmodellen (ROMs) als Datenbank für die Entwicklung von Aktuatoren und Reglern in den UAPs 2.3.1 und 2.3.2 sowie für die schnelle Auswertung und Analyse der Wirksamkeit von Steuerflächenbewegungen in den Vorentwurfs-Prozessketten aus HAP 1. Ein ROM besteht im Rahmen dieser Untersuchung aus einer Halton-Sequenz der aerodynamischen Antworten von der ersten Harmonischen eines periodischen Klappenausschlags über den aerodynamischen Parametern Mach-Zahl (Ma), Reynolds-Zahl (Re) und Anstellwinkel (AoA) sowie den geometrischen Parametern Klappentiefe in Prozent der lokalen Profiltiefe und dem Klappenausschlagswinkel. Mit dem Ersatzmodell sind dann im Rahmen des Entwurfsprozesses in HAP 1 die aerodynamischen Antworten in Amplituden- und Phasengang sowie abgeleitete Größen, wie z.B. Scharniermomente, für beliebige Punkte im Untersuchungsgebiet interpolierbar. Gleichzeitig sind auch z.B. für eine gesuchte aerodynamische Antwort unter Berücksichtigung maximal zulässiger Scharniermomente geeignete Steuerflächengrößen und -ausschläge ableitbar.

4.5.1 RANS/LFD geeignetes CAD-Model

Für die Studie zur Untersuchung des aerodynamischen Antwortverhaltens beim Böendurchflug mit dynamischen Steuerflächenausschlägen zur Lastreduktion wurde ein Flügelprofil der Referenzkonfiguration verwendet. Dieses Flügelprofil entspricht dem Profil in Sektion 8 in Bild 4.35. Die Flügeltiefe des Profils beträgt 4.368 m und in Bild 4.58 wird die entsprechende Profilgeometrie dargestellt.



Bild 4.58: Aus der Referenzkonfiguration extrahierter Profilschnitt (Sektion 8).

Der Profilschnitt wurde so gewählt, dass ein Einfluss dreidimensionaler Strömungsphänomene, wie sie in Rumpf- und Triebwerksnähe und an der Flügelspitze auftreten, möglichst gering sind. Das Profil wurde in einem Flügelschnitt parallel zur Symmetrieebene („line in flight direction“) extrahiert und für die 2D-Untersuchungen entsprechend Gleichung 4.10 mit dem Pfeilwinkel der Vorderkante transformiert [55].

$$(x^{2D}, z^{2D}) = (x, z/\cos \varphi), x, x^{2D} \in [0, 1] \quad (4.10)$$

4.5.2 RANS/LFD Basisnetzte

Das Netz für die aerodynamische Simulation des transformierten Flügelprofils der Referenzkonfiguration wurde mit dem Programm CENTAUR erstellt. Hierbei wurde ein Basisnetz mit ungefähr 150.000 Punkten vorbereitet. Die Auflösung der Grenzschicht erfolgt hier mit 60 Prismenschichten.

Modellierung der geometrischen Variationen des Basisnetzes Für die Modellierung der Steuerflächenausschläge wird das aerodynamische Netz mit der Methode der radialen Basisfunktionen (RBF) deformiert. Ausgehend von den Basisnetzen erfolgte die Netzdeformation für die für den Aufbau des ROMs vorgegebenen Parameterkombinationen der Steuerflächengeometrie (prozentuale Profiltiefe) und der Ausschlagwinkel. Die gewählte Methode zur Netzdeformation gewährleistet, dass die Anzahl der Netzpunkte konstant bleibt. Dies ist wichtig für die Erstellung der rechten Seite der LFD Funktion und es wird sichergestellt, dass die aerodynamische Ergebnisse aller Snapshots (Datenpunkte) des ROMs stets miteinander vergleichbar sind, da alle Simulationen mit der gleichen Anzahl von Netzpunkten gerechnet werden. Bild 4.59 zeigt das Ergebnis der Netzdeformation des aerodynamischen Netzes zur Modellierung eines Steuerflächenausschlages an der Hinterkante.

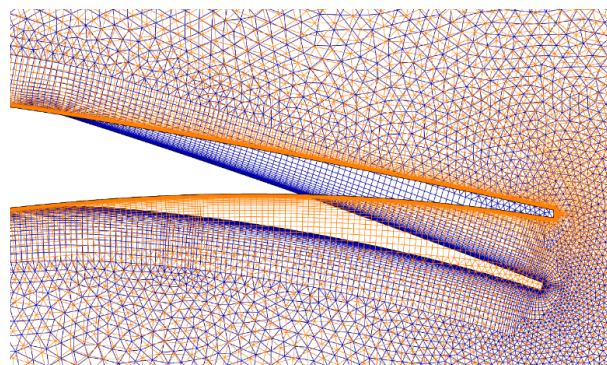


Bild 4.59: Modellierung eines Steuerflächenausschlages an der Hinterkante durch Deformation des aerodynamischen Netzes (Rotationspunkt bei 76 % der Flügeltiefe, Ausschlagwinkel 8.5°).

Für die Erstellung des ROMs wurden 100 geometrische Variationen in Form einer Halton-Sequenz vorbereitet und die entsprechenden Netze für die aerodynamische Simulation wurden durch die Netzdeformation erstellt. Dieses Vorgehen wurde für die Erstellung aller hier generierten ROMs angewendet.

4.5.3 Initiale ROMs für ausgewählte Steuerflächen

Für die Untersuchung des aerodynamischen Verhaltens bei dynamischen Ausschlägen von Hinterkantenklappen und Spoilern wurde der in Tabelle 4.21 angegebene Parameterbereich betrachtet.

Für den inneren Profilschnitt S5 werden dabei nur positive Spoilerausschläge betrachtet. Im äußeren Profilschnitt A2 werden positive und negative Ausschläge des Querruders berücksichtigt.

Mach-Zahl, Ma	0.15 bis 0.35
Reynolds-Zahl, Re	1.5×10^7 bis 3.12×10^7
Anstellwinkel, α	2.0° bis 8.0°
Ausschlagwinkel Querruder	0° bis 10°
Ausschlagwinkel Spoiler	0° bis 5°
Klappentiefe/Flügeltiefe Querruder	0.1 bis 0.3
Klappentiefe/Flügeltiefe Spoiler	0.1 bis 0.15

Tabelle 4.21: Untersuchungsparameterbereich der Querruder -und Spoilerausschlagstudie

Die Größe des Spoilers bzw. des Querruders wird dabei ohne Berücksichtigung struktureller Randbedingungen zwischen 10 % und 30 % der lokalen Tiefe des Profils variiert.

Basierend auf einer stationären RANS-Simulation mit dem DLR-TAU-Code [56, 57] werden die dynamischen Effekte anschließend mit dem LFD-Löser [58] im Frequenzbereich 0 – 40 Hz mit einer Auflösung von 200 reduzierte Frequenzen simuliert, womit sich Ausschläge bis zu einer Drehrate von $500^\circ/\text{s}$ darstellen lassen. Alle untersuchten Flugfälle der 6 ROMs bezüglich Querruder und Spoiler Ausschlägen [59–61] haben eine gute Konvergenz bei den RANS- und LFD-Simulationen aufgewiesen. Die Dichteresiduen für die RANS-Simulationen haben Werte bis zu 1×10^{-12} und die GMRES-Residuen haben Werte bis zu 1×10^{-9} erreicht. Als Beispiel ist das Ergebnis der LFD-Simulation der Querruderausschlagstudie für die A2-TO1+F Konfiguration in Bild 4.60 dargestellt. Das Ergebnis zeigt den Verlauf von Amplitude und Phasengang über das gerechnete Frequenzspektrum von 0 – 40 Hz.

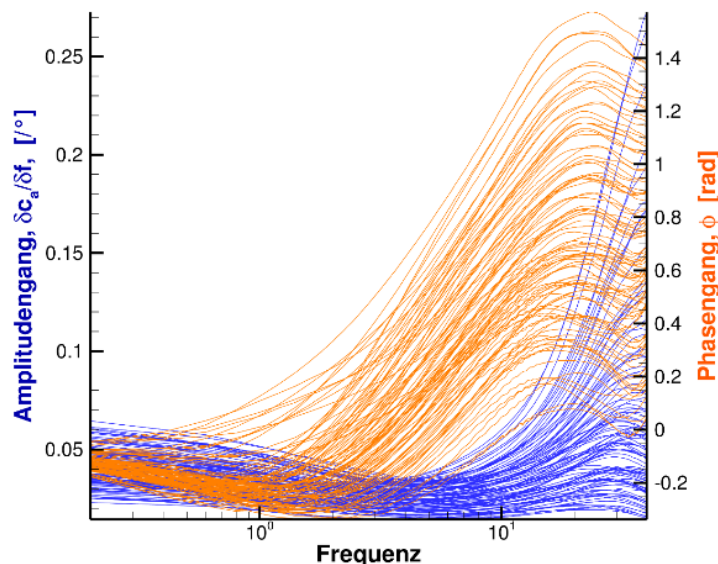


Bild 4.60: Profil A2-TO1+F: Amplitude- und Phasengang der 100 Samples über 200 Frequenzen bis auf 40 Hz.

Für die oben erwähnten ROMs wurde eine Qualitätsprüfung im angegebenen Parameterbereich

durchgeführt. Dabei wird die Qualität des erzeugten ROMs durch einen „Leave-One-Out“-Test bewertet, in dem geprüft wird, ob das Ersatzmodell fähig ist, ein vorher entferntes Simulationsergebnis selbst durch seinen Interpolationsalgorithmus mit einem geringen Fehler zu reproduzieren. Die vorbereiteten ROMs weisen einen relativen Fehler unter 15% auf. Beim Großteil der Ergebnisse liegen alle die Interpolationsfehler unter einem Wert von 10%.

4.5.4 Finale ROMs und Dokumentation

Ziel dieser Arbeit war es, Technologien zur aktiven Reduktion von Böenlasten zu untersuchen. Dazu wurden für einen repräsentativen Flügelschnitt des Referenzflugzeugs Ersatzmodelle (ROMs) erstellt, um die Interaktion mit Böen unterschiedlicher Länge und den zur Lastreduktion verwendeten dynamischen Steuerflächenausschlägen vorherzusagen. Zentraler Bestandteil ist die Bestimmung der zur Reduktion der aerodynamischen Lasten benötigten Steuerflächenausschläge unter Berücksichtigung von im Projekt definierten maximalen Ausschlagswinkeln und Stellgeschwindigkeiten. Dabei wurde die Steuerfläche an der Hinterkante um eine Kippnase (droop nose) an der Vorderkante des Flügelprofils ergänzt, um die aus den Steuerflächenausschlägen an der Hinterkante resultierenden Nickmomente abzumindern.

Die für die Erstellung der Ersatzmodelle benötigte Datenbank wurde mit numerischen Simulationen basierend auf der RANS-LFD-Methode generiert. Insgesamt wurden 16 Datenbanken mit den statischen- und dynamischen Antworten ausgehend von Steuerflächenausschlägen und Böeninteraktionen mit der DLR SMARTy-Toolbox erstellt. Mit den Ersatzmodellen können die dynamischen aerodynamischen Lasten in Abhängigkeit der Steuerflächenausschläge vorhergesagt werden. Es ist ebenfalls möglich, die zum Ausgleich einer dynamischen aerodynamischen Last benötigten Steuerflächenausschläge zu bestimmen und somit eine signifikante Reduktion der Böenlasten zu erreichen. Die Anwendung der entwickelten Methode zur Böenlastreduktion erfolgt dabei in fünf Schritten:

1. Berechnung der dynamischen aerodynamischen Lasten einer Böe auf das Flügelprofil,
2. Berechnung des dynamischen Steuerflächenausschlags an der Hinterkante zur vollständigen Aussteuerung der Böenwirkung,
3. Berechnung des dynamischen Steuerflächenausschlags der Kippnase zum Ausgleich des durch den Ausschlag der Hinterkantenklappe verursachten Nickmoments,
4. Berechnung des benötigten Scharniermoments zur Realisierung des Steuerflächenausschlags an der Hinterkante,
5. Berechnung des resultierenden Widerstands aus dem Zusammenwirken der beiden Steuerflächen bei einer Böeninteraktion.

CAD Model und Vernetzung Für die Untersuchungen wurde das Flügelprofil aus der Sektion 8 im mittleren Flügelbereich der Referenzkonfiguration entsprechend Bild 4.46a verwendet.

In Bild 4.61 wird die entsprechende Geometrie des Flügelprofils in Sektion 8 dargestellt. Dieser Profilschnitt dient als Basiskonfiguration der nachfolgenden Modellierungsschritte. Das Flügelprofil wurde unter Verwendung des Vernetzungsprogramms CENTAUR mit 73 588 Zellen vernetzt. Zur Erstellung der Datenbanken wurden numerischen Simulationen für verschiedene Steuerflächenausschläge durchgeführt. Die Modellierung der Steuerflächenausschläge erfolgt



Bild 4.61: Flügelprofil in Sektion 8 der Referenzkonfiguration.

durch eine Verformung des aerodynamischen Netzes. Dabei wird das CAD-Modell des Flügelprofils an der Vorder- und Hinterkante entsprechend der vorgegebenen Steuerflächenausschläge verformt. Der hier verwendete Algorithmus der Profilverformung wurde in einem Python-Skript implementiert. Ausgehend von den Verformungen auf der Profilkontur erfolgt die Deformation des aerodynamischen Volumennetzes mit der im DLR-TAU-Code [62] verfügbaren Methode der radialen Basisfunktionen (RBF). In Bild 4.62 werden die Deformationen des aerodynamischen Netzes für einen kombinierten Ausschlag der Steuerflächen an der Vorder- und Hinterkante beispielhaft dargestellt.

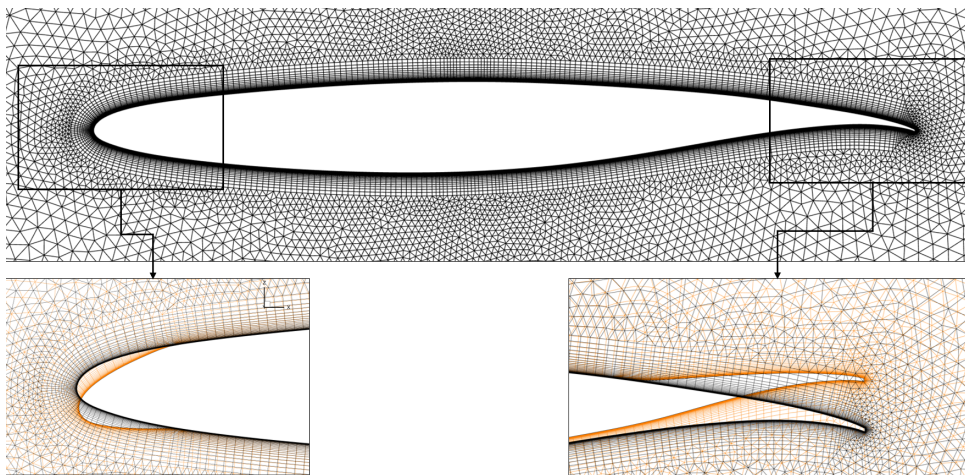


Bild 4.62: Oben: Netz des Flügelprofils von Sektion 8 des Referenzflugzeugs; Unten: Netzdeformation bei einem kombinierten Steuerflächenausschlag.

Parameterbereich des ROMs Für die Demonstration der Böenlastabminderung wurden zwei Kategorien von ROMs erstellt. In der ersten Kategorie wurden Ersatzmodelle im 4-dimensionalen Parameterraum generiert, welche die Flugbedingungen und die jeweiligen Ausschlagswinkel der betrachteten Steuerfläche beinhalten. Die ROMs der zweiten Kategorie wurden für verschiedene Böenlängen erstellt.

In Tabelle 4.22 wird der für die Erstellung der ROMs gewählte Parameterbereich angegeben.

Mach-Zahl	Ma	0.67 bis 0.77
Flugfläche	FL	300 bis 400
Anstellwinkel	α	1.0° bis 1.96°
Ausschlagwinkel Kippnase	δ_{DND}	-5.0° bis 12.5°
Ausschlagwinkel Hinterkantenklappe	δ_{TED}	-12.5° bis 3.0°
Böenlänge (Halbwellenlänge)	H	10 m bis 107 m

Tabelle 4.22: Parameterbereich der Böenlastminderungsstudie.

Finale ROMs und Dokumentation Die einzelnen Punkte der Datenbank wurden durch numerische Simulationen mit dem RANS-LFD-Verfahren erzeugt. Dies beinhaltet numerische Lösungen für die stationäre und instationäre Profilmströmung. In Bild 4.63 ist das Konvergenzverhalten von 100 RANS-Simulationen mit Steuerflächenausschlägen an der Profilhinterkante dargestellt. Das instationäre aerodynamische Antwortverhalten für Steuerflächenausschläge an der Profilhinterkante wird in Bild 4.64 als Ergebnis von 100 LFD-Simulationen gezeigt.

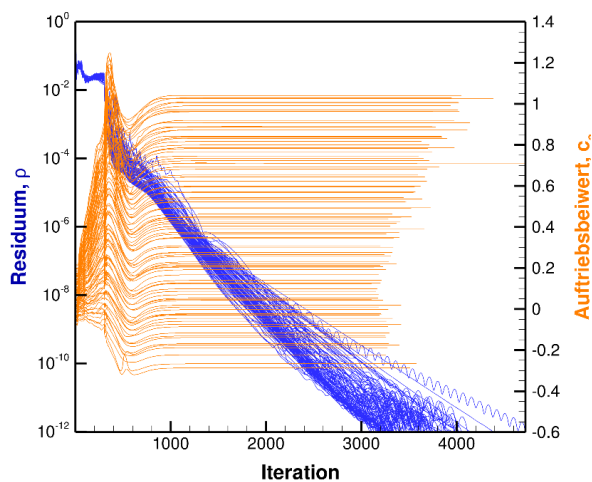


Bild 4.63: Konvergenzverhalten der RANS-Lösungen von 100 Simulationen mit Steuerflächenausschlägen an der Profilhinterkante.

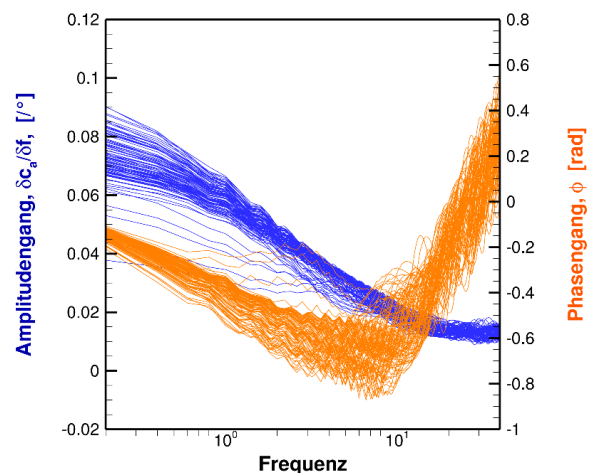


Bild 4.64: Magnitude und Phase der dynamische Antwort des Auftriebsbeiwerts für 200 Frequenzen der LFD-Lösungen von 100 Simulationen mit Steuerflächenausschlägen an der Profilhinterkante.

Die vollständige Dokumentation der durchgeführten numerischen Simulationen ist im entsprechenden Meilensteinbericht [63] erfolgt.

Studie zur Böenlastreduktion Ausgehend von den erzeugten Ersatzmodellen wurde eine Studie zur Demonstration der aktiven Böenlastreduktion am Beispiel einer Flügelsektion des

Referenzflugzeugs durchgeführt. Dabei erfolgten die Untersuchungen für drei vorgegebene Flugbedingungen. Zu jeder dieser vorgegebenen Flugbedingungen wurden zwei Böenlängen (10 m und 107 m) untersucht. Die entsprechenden Flugbedingungen sind in Tabelle 4.23 angegeben.

Flugbedingung	Machzahl Ma	Flugfläche FL	Anstellwinkel α
1	0.83	350	1.193
2	0.85	350	1.052
3	0.83	340	1.185

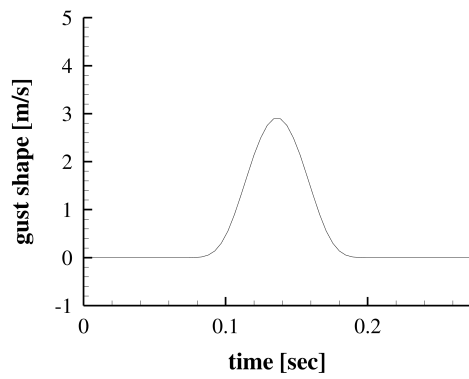
Tabelle 4.23: Flugbedingungen für die Untersuchung der Böenlastreduktion.

Die vollständigen Ergebnisse der Studie zur Böenlastreduktion sind im zugehörigen Meilensteinbericht [63] dokumentiert. An dieser Stelle soll ein Ergebnis exemplarisch für die aktive Böenlastreduktion bei der Flugbedingung 1 und einer Böenlänge von 10 m vorgestellt werden.

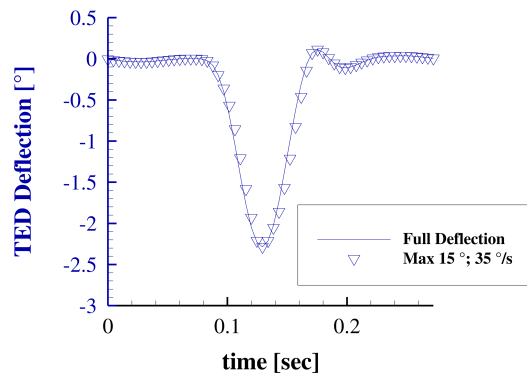
In Bild 4.65 wird ein Überblick über die Auswirkung der Böe auf die aerodynamischen Beiwerte und deren Reduktion durch geeignete Steuerflächenausschläge an der Vorder- und Hinterkante gegeben. Im einzelnen werden in Bild 4.65a die Form der auf das Profil treffenden Böe und in den Bildern 4.65b und 4.65c die zur aktiven Lastreduktion erforderlichen Steuerflächenausschläge gezeigt. Die daraus resultierenden aerodynamischen Beiwerte werden in den Bildern 4.65d, 4.65e und 4.65f mit und ohne Berücksichtigung der aktiven Böenlastreduktion dargestellt.

Aus den Ergebnissen der vollständigen Studie können folgende Schlussfolgerungen zur Wirksamkeit der aktiven Böenlastreduktion getroffen werden:

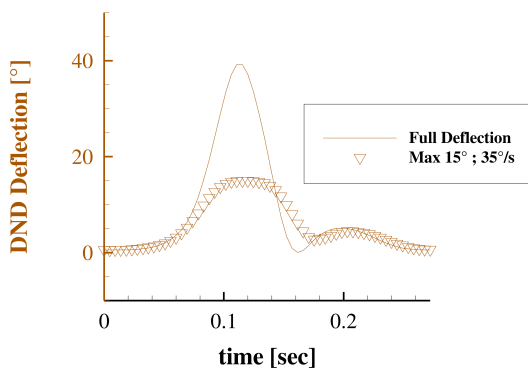
- Die Auftriebserhöhung infolge einer Vertikalböe mit einer Böenlänge von 10 m kann mit einem geeigneten Ausschlag der Hinterkantenklappe fast vollständig angesteuert werden.
- Die Auftriebserhöhung infolge einer Vertikalböe mit einer Böenlänge von 107 m kann mit einem geeigneten Ausschlag der Hinterkantenklappe vollständig angesteuert werden.
- Das aus dem Ausschlag der Hinterkantenklappe resultierende Nickmoment kann mit einem geeigneten Ausschlag der Kippnase innerhalb der vorgegebenen Grenzen für den max. Ausschlagswinkel und die max. Stellrate nur teilweise (kleiner 40 %) angesteuert werden.
- Für eine vollständige Aussteuerung des Nickmoments ist ein maximaler Ausschlagswinkel der Kippnase von $\delta > 40^\circ$ erforderlich.
- Die aus den Steuerflächenausschlägen zur Böenlastreduktion resultierenden Änderungen der Profilwiderstände sind relativ groß:
 - $\Delta C_d < 50\%$ bei der Aussteuerung einer Vertikalböe mit einer Böenlänge von 10 m,
 - $\Delta C_d < 70\%$ bei der Aussteuerung einer Vertikalböe mit einer Böenlänge von 107 m.



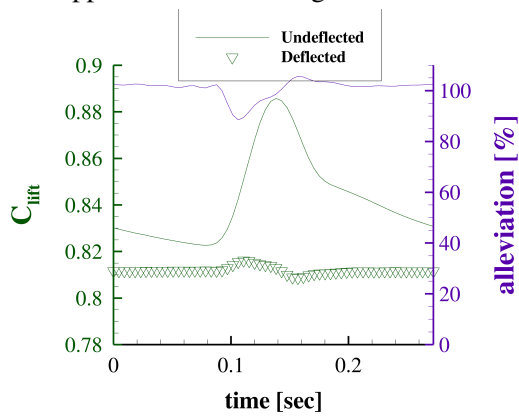
(a) Definition der Böenform



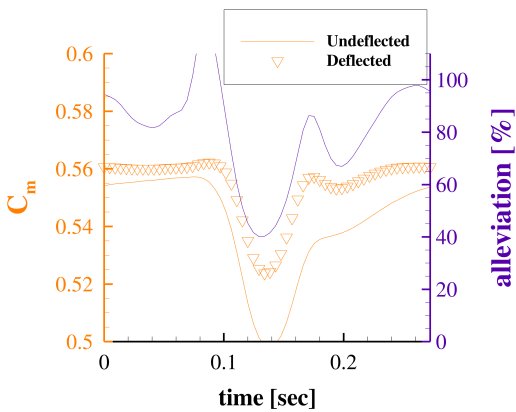
(b) Erforderlicher Ausschlag der Hinterkantenklappe zur Aussteuerung der Böe



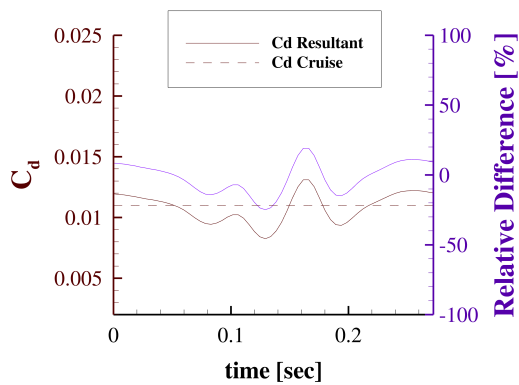
(c) Erforderlicher Ausschlag der Kippnase zur Aussteuerung der Böe



(d) Verlauf des Auftriebsbeiwerts



(e) Verlauf des Nickmomentenbeiwerts



(f) Verlauf des Widerstandsbeiwerts

Bild 4.65: Böeninteraktion mit und ohne Berücksichtigung der aktiven Lastreduktion für die Flugbedingung 1 und eine Böenlänge von 10m.

4.5.5 Dokumentation von Entwurfsprozess und Flattern

This section summarizes the activities carried out throughout the project to build the detailed numerical simulation models employed for flutter computations as well as a comprehensive summary of the achieved flutter results. A baseline configuration was generated as well as four different variations of it, which were conceived to perform flutter sensitivity investigations with respect to aspect ratio variations. The reference aerodynamic parameters for the four generated configurations are summarized in Tabelle 4.24.

Configuration	Aspect ratio	Span	Wing surface	Mean aerodynamic chord
	A	b in m	S_W in m^2	c_{MAC} in m
1	12.0	63.734	338.5	7.40
2 (Baseline)	12.4	64.788	338.5	7.33
3	12.8	65.824	338.5	7.27
4	13.2	66.845	338.5	7.21

Tabelle 4.24: Reference aerodynamic parameters for variations of baseline configuration.

The additional aircraft data needed to generate the optimized FE models via the cpacs-MONA structural and aeroelastic design process are found on the INTELWI teamsite. The so-generated FE models were employed to obtain aeroelastic models feasible to performed flutter analyses. The build model activities follow the steps described in subsections „Setup of Aeroelastic Model“, „Employed Aerodynamic Models“, and „Aeroelastic Coupling“ of [52]. An example of the resulting aeroelastic model is displayed in Bild 4.66, while Bild 4.67 depicts a comparison of the updated panels between the baseline variations. Flutter computations were carried out employing any configuration variation in their MCRUI mass case for the flight points listed in Tabelle 4.25.

Flight Point	Altitude	Mach number
	H in m	Ma
FP1	-2421.5	0.57
FP2	0.0	0.66
FP3	8438.9	0.93
FP4	13106.0	0.93
FP5 (Cruise)	10668.0	0.83

Tabelle 4.25: Investigated flight points for flutter computations.

Early flutter computations and further aeroelastic assessments showed that none of the configurations fulfils the aeroelastic stability requirements due to the presence of flutter points inside the $1.15 \cdot V_D/M_D$ envelope [64]. The occurrence of the above mentioned flutter instabilities was traced down to a combination of a shortcoming in the aero nacelle splining, a lack of stiffness of the pylons, as well as a lack of torsional and in-plane bending stiffness of the wingbox.

In details, the splining of the aerodynamic forces of the engine nacelle onto the structure was not complete. Thus, the splining was corrected. After the correction, however, the aircraft model showed a divergence phenomenon inside the flight envelope due to a lack of structural stiffness. Therefore, a retrofit was done at the pylon and the inner section of the wing box to restore the

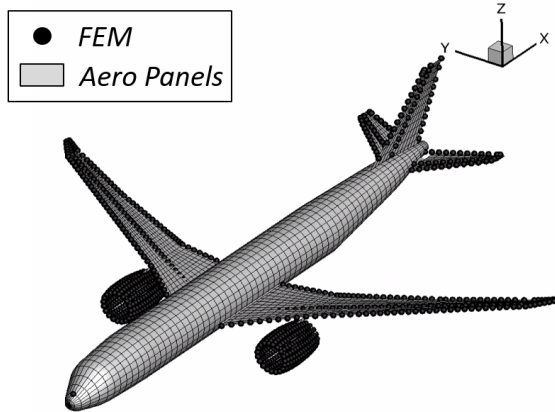


Bild 4.66: Aeroelastic model generated for the baseline configuration (ZAERO aeroelastic model).

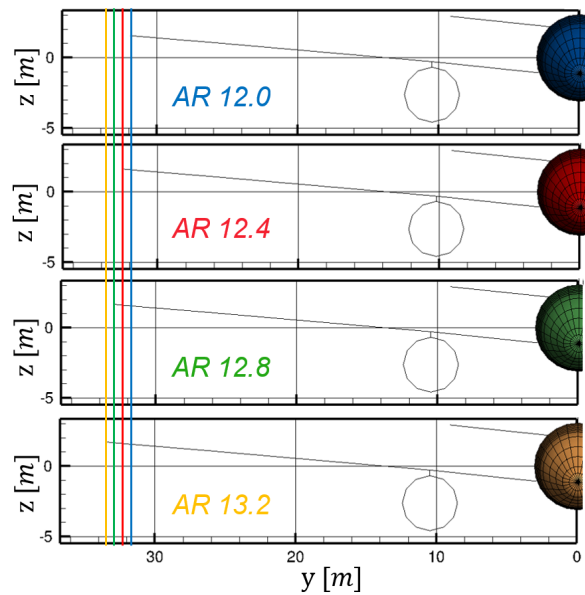


Bild 4.67: Comparison of aerodynamics paneling after paneling updates (ZAERO aerodynamic paneling).

necessary stiffness so that the aeroelastic instabilities were shifted out of the flight envelope. On the pylon, the bending stiffnesses of the cross-section was increased, and between the wing root and pylon attachment, the torsional stiffness of the wing box was also augmented.

The flutter assessments carried out through the aeroelastic model with the updated FE model are shown in Bild 4.68 in relation to the aeroelastic flight envelope. In contrast, Bild 4.69 shows the flutter results from the original computations. The comparison clearly shows that the flutter points are shifted out of the aeroelastic envelope and the updated models are suitable for further flutter investigations that are carried out by Airbus Bremen.

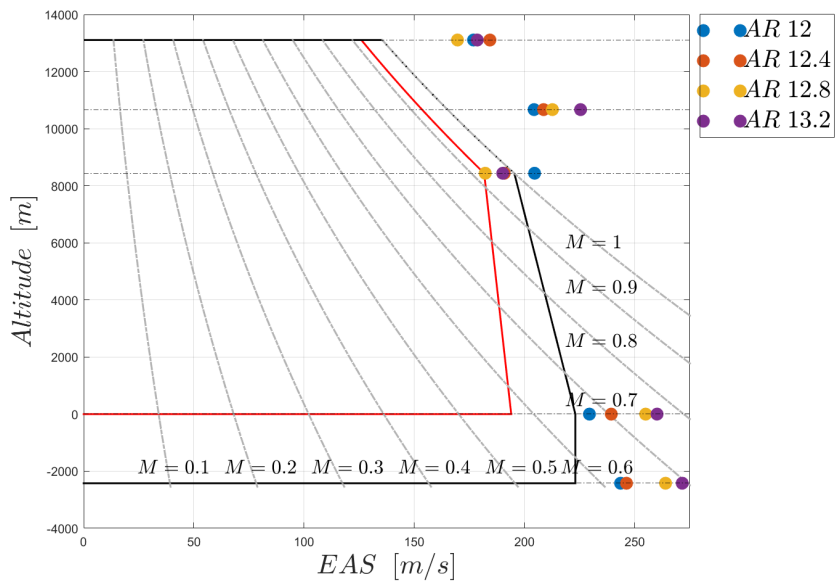


Bild 4.68: Results of flutter analyses w.r.t aeroelastic flight envelope for the CRUISE mass case based on the updated FE model.

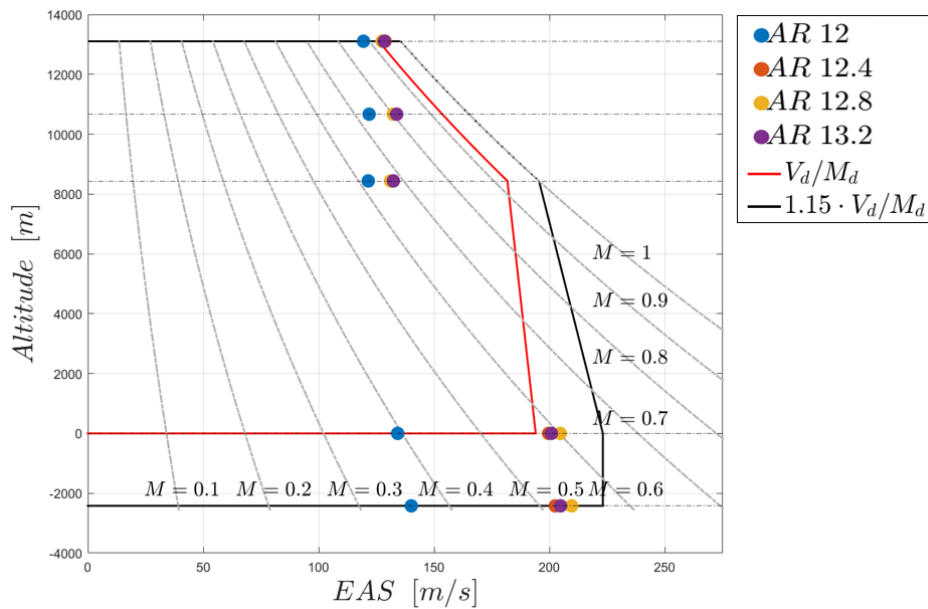


Bild 4.69: Results of flutter analyses w.r.t aeroelastic flight envelope for the CRUISE mass case based on the original FE model.

Buffet Onset Identification To predict Buffet onset conditions (in terms of angle of attack and Mach number), the use of unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (URANS) calculations, provided by DLR-AE [65], has been compared with the combination of steady RANS simulations with Global Stability Analysis (GSA). Both steady RANS and URANS simulations were computed using the DLR Navier-Stokes solver TAU.

The comparison was done using a reference profile used in many buffet studies (OAT15A). A very good agreement between URANS and RANS + GSA results was found (see Bild 4.70), not only for prediction of the buffet onset conditions (Mach number and angle of attack), but in terms of frequency of the oscillations in lift for buffet conditions [65].

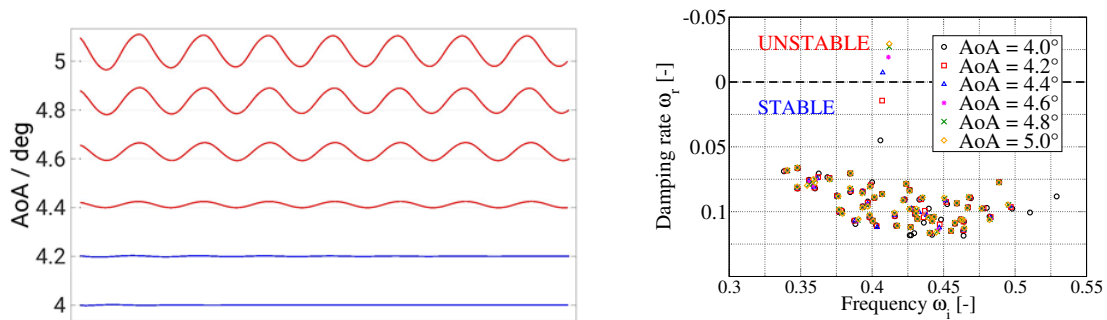


Bild 4.70: Temporal evolution of the lift coefficient for case $M_\infty = 0.71$ from URANS simulations [65] (left). Frequency spectrum obtained from GSA (right).

Recently, the GSA has been updated in order to extend its capabilities to infinite swept conditions (2.5D flows). A very good agreement has been found for the study of 2D and 3D buffet modes with results found in literature [66, 67] (see Bild 4.71). Moreover, the feasibility of performing of GSA for fully 3D configurations (NASA Commom Research Model) has been successfully demonstrated. However, studying realistic 3D transport aircraft configurations currently remains challenging due to the large amount of grid points required to fully resolve the 3D buffet modes.

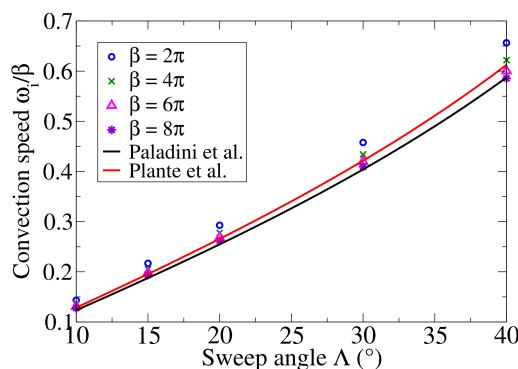


Bild 4.71: Convection speed ω_i/β for several swept angles Λ . ω_i and β are the frequency and spanwise wavenumber of the 3D buffet mode, respectively. Comparisons with results from literature [66, 67]

4.5.6 Dokumentation der Flatterregelung

In this work package a simulation model suited for active flutter suppression (AFS) activities is derived from the baseline configuration, namely Use Case 1. To that aim, models corresponding to different disciplines required for the aircraft modeling must be conveniently coupled in order to obtain the required aeroservoelastic (ASE) model in state-space form suited for control design.

The coupling between the stiffness and structural mass together with the unsteady aerodynamic forces to achieve a baseline aeroelastic model suitable for flutter computations was described in section „Documetation of the Design Process and Flutter Assessment“ of [52]. The enhancement of the so-built AE model towards an ASE model involves two main activities: a reshape of the equations of motion (EOMs) in a state-space form and an augmentation of system with control surfaces and relative actuators, as well as sensors for control feedback. A comprehensive description of the above mentioned steps is found in [64]. A comparison of the eigenvalue analysis predicted according to the reference frequency domain results and the ASE open loop results at FP5 (see Tabelle 4.25) for the MCRUI mass configuration is found in Bild 4.72.

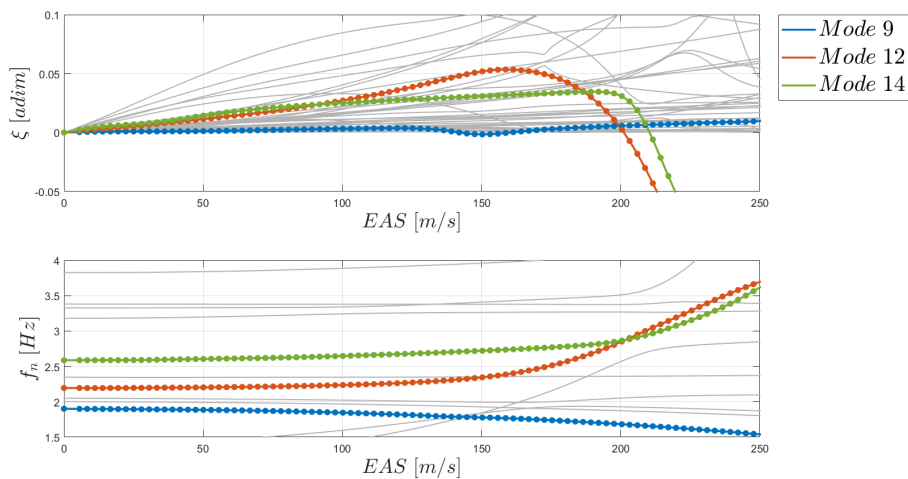


Bild 4.72: Comparison of non-matched flutter analyses results at FP5 computed through a standard frequency domain flutter analysis (solid line) and an open-loop ASE analysis in state-space (markers). Only unstable modes are depicted for the sake of clarity.

The above-described ASE model was employed to augment the aeroelastic stability of the configuration actively damping mode number 9 through a continuous deflection of the two outermost flaps while the outermost ailerons were employed to introduce a perturbation to the system. The control problem was based on the block scheme shown in Bild 4.73. Briefly, the structured controller was computed through a non-convex optimization process that minimizes the \mathcal{H}_∞ norm between the commanded aileron deflection δ_c^{AIL14} and the generalized velocity of the unstable hump mode $\dot{\xi}_{\text{hump}}$. A detailed description of the control design process is found in chapter „Closed-loop aeroservoelastic model“ of [64].

The original AFS control designed was proven to be feasible, but an assessment of the closed loop system reaction to atmospheric perturbations was still pending. With this aim, the ASE

model was augmented with an input term to properly model the effect of a gust encounter. The resulting system of ODEs for the aeroservoelastic plant in state-space format reads:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}_1 w_g + \mathbf{B}_2 \delta_c \\ \mathbf{y} &= \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{D}_1 w_g + \mathbf{D}_2 \delta_c \end{cases} \quad (4.11)$$

where:

- \mathbf{A} , \mathbf{B}_2 , \mathbf{C} , \mathbf{D}_2 , \mathbf{x} gather the dynamics of the aeroelastic systems and the actuators.
- \mathbf{B}_1 and \mathbf{D}_1 are created applying vector fitting routines to the gust generalized forces and they model the aerodynamic contribution of a vertical gust encounter w_g .
- δ_c is the vector of commanded ailerons and flaps deflections, namely $\delta_c = \{\delta_c^{AIL14} \quad \delta_c^{RFLP15} \quad \delta_c^{RFLP16}\}^T$
- \mathbf{y} is the output vector which includes the acceleration measurements to be employed for feedback control as well as the generalized velocity of the unstable hump mode $\dot{\zeta}_{hump}$.

With the additional gust term it is possible to include the effects of w_g in the controller synthesis considering w_g as the exogenous perturbation, while δ_c^{AIL14} is included in δ_c to be employed as an additional control effector. The new employed block scheme is depicted in Bild4.74. The controller structure is kept the same, while the unknown values for its characterization are computed minimizing the \mathcal{H}_∞ norm between w_g and $\dot{\zeta}_{hump}$. Even in this case, the controller is able to augment the damping of the specific target mode as shown in Bild 4.75.

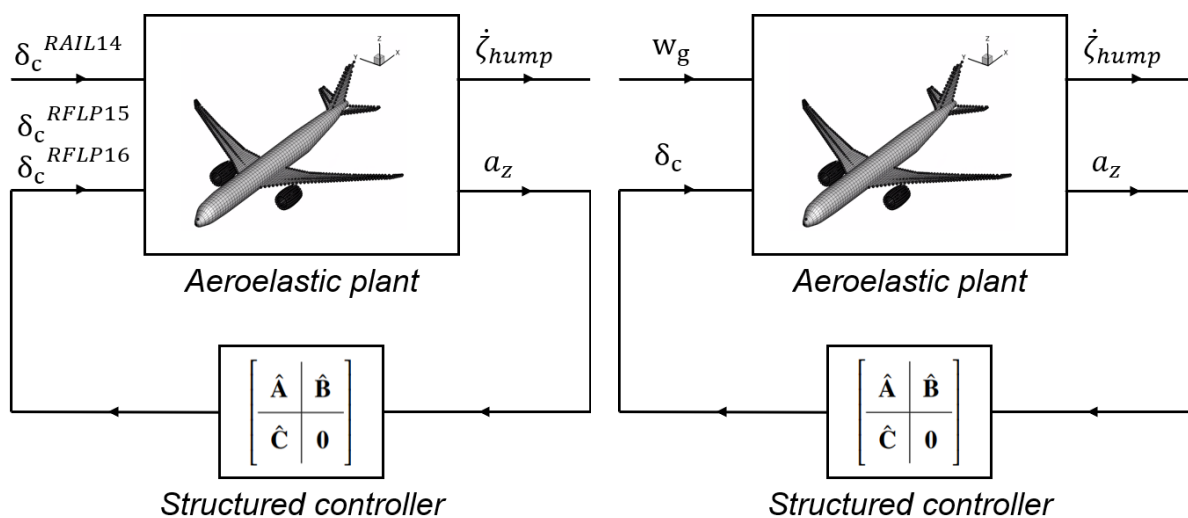


Bild 4.73: Original closed loop architecture. Bild 4.74: Current closed loop architecture.

The closed loop system is excited with realistic 1-cos gusts, defined accordingly to [12], in order to assess the behaviour of the AFS controller. An example of the aircraft response computed in a time simulation environment at $EAS \approx 150 \text{ m s}^{-1}$ is depicted in Bild 4.76 (to be noticed that the EAS of 150 m s^{-1} corresponds to worst case scenario, as the damping of the hump mode reaches its minimum as shown e.g. in Bild 4.75(a)).

The vertical acceleration of the system at the leading edge of the right wing tip clearly shows the capability of the controller to dampen the oscillations and to counteract the diverge response

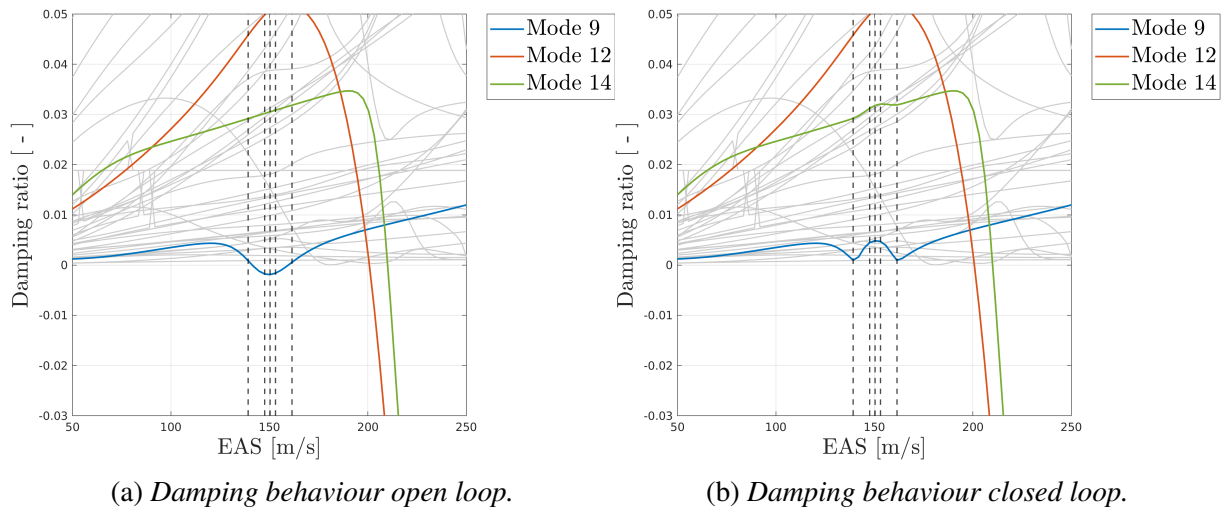


Bild 4.75: Comparison between open loop and closed loop flutter results with the new controller
- Use Case 1 at FP5 for the CRUISE mass case.

of the system due to the flutter instability. Furthermore, the values of the control surfaces amplitudes and rates required for flutter suppression proves to be within the limits of $\delta \leq 10^\circ$, $\dot{\delta} \leq 50^\circ/\text{s}$ as imposed by the project requirements (see central plots in Bild 4.76).

As a short conclusion, the original AFS designed was successfully enhanced to be able to cope with external gust perturbations. The resulting controller has proved to be suitable to increase the flutter stability of the aircraft, stabilizing the hump mode, namely mode number 9, and fulfilling the control objective of cleaning the aeroelastic envelope at FP5 for the MCRUI mass case [64]. To that end, the hump mode is isolated using an \mathcal{H}_2 -optimal blending approach and it is individually stabilized by a structured SISO controller which is scheduled with airspeed and systematically tuned in a model-based optimization setup using robust control techniques. As an outlook, the AFS controller shall be tested also for other more critical flight points, e.g. FP3, and eventually be tuned to provide robust performance within the aeroelastic envelope as well as with respect to mass case variations.

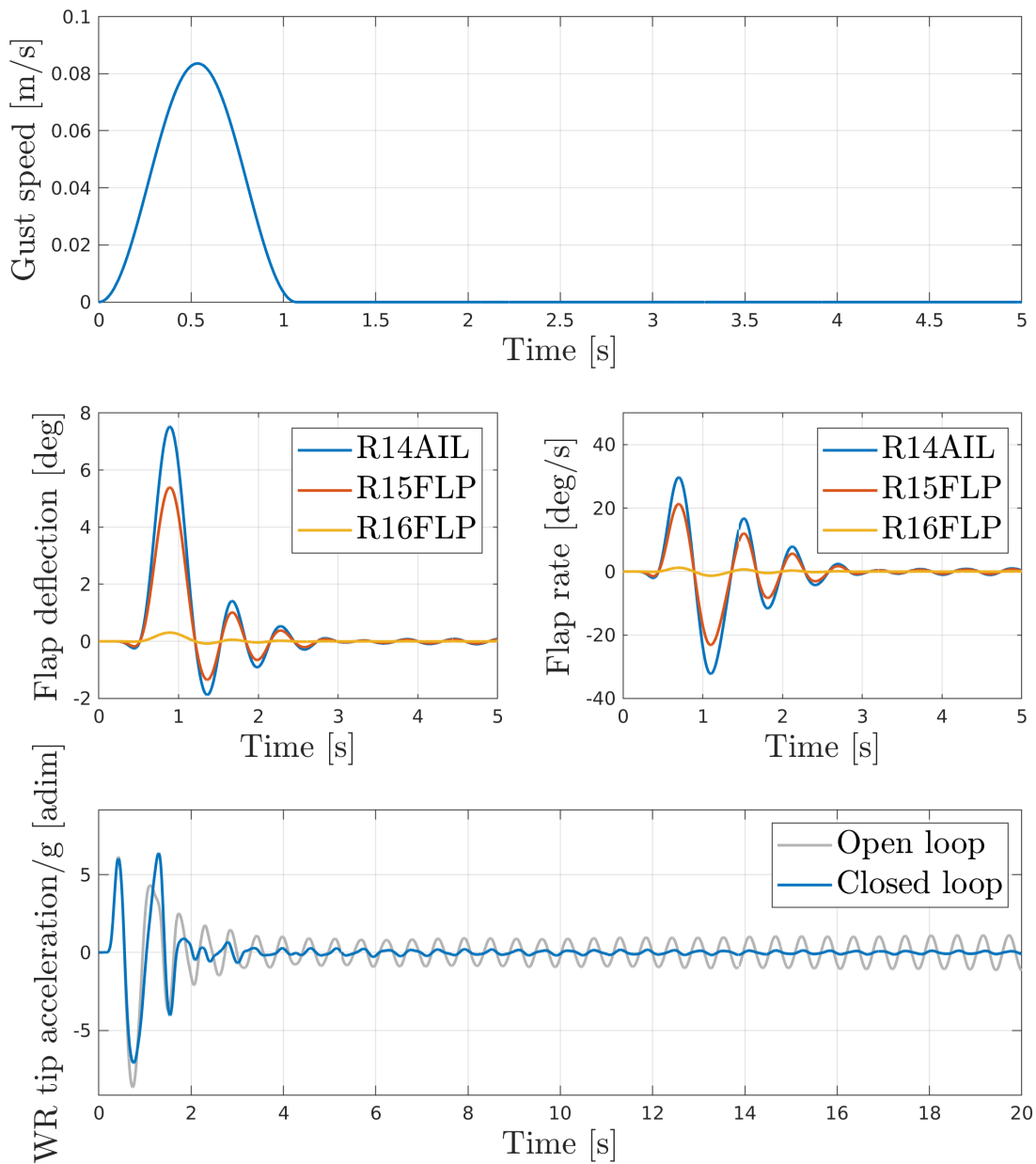


Bild 4.76: Comparison of open-loop and closed-loop response to a 10° asymmetric pulse deflection of the ailerons at $EAS = 150.3 \text{ m s}^{-1}$.

4.6 AP 2.2 Strukturtechnologien

4.6.1 Bereitstellung der Strukturoptimierung

Das Ziel des strukturellen Dimensionierungs- und Optimierungsprozesses ist die Minimierung der Masse der tragenden Flügelstruktur $m_{W,struct}$ in Bezug auf eine Reihe von Designkriterien, bei denen alle Sicherheitsmargen (MoS) die „Margin of Safety“ über den benötigten ($MoS_{required}$) liegen müssen:

$$\min m_{W,struct} \text{ mit der Nebenbedingung } MoS \leq MoS_{required} \quad (4.12)$$

Die Einbettung des entwickelten Dimensionierungs- und Optimierungsmoduls in den globalen Prozess ist in Abbildung 4.77 dargestellt.

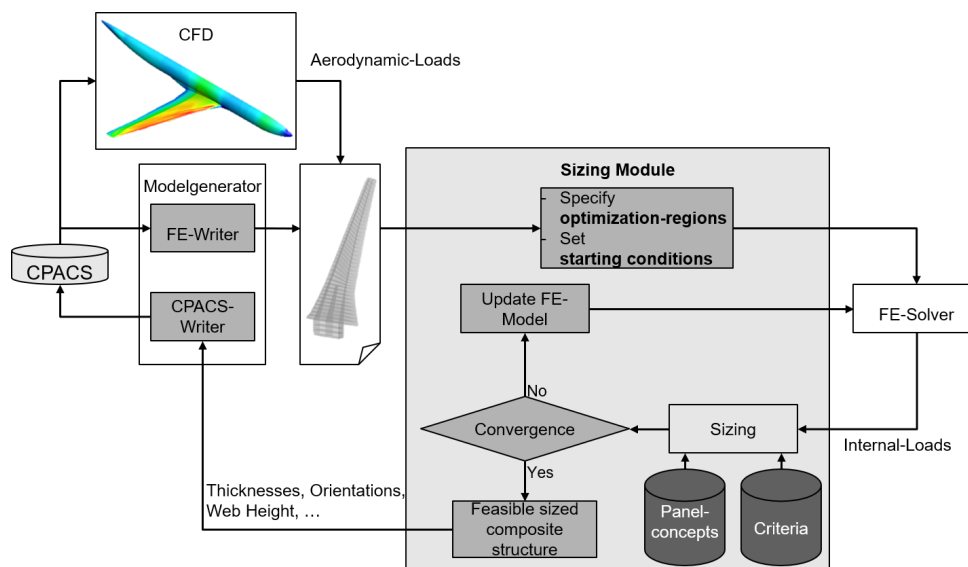


Bild 4.77: Dimensionierungsprozess

Basierend auf den CPACS-Daten wird automatisch ein Finite-Elemente-Modell (FE-Modell) des Flügels generiert. Im Modellgenerator sind Logiken für die Diskretisierung des Flügels implementiert: Flügelschalen und Holme sind im FE-Modell vorhanden und können als Optimierungsbereiche verwendet werden, sowie die Rippen. Mit den externen Lasten, die mit HiFi-CFD RANS Simulationen bestimmt und anschließend auf das FE-Modell appliziert werden, werden die internen Lasten mit linear-statischen FE-Berechnungen bestimmt. Anschließend wird das FE-Modell mit Geometrie, Materialeigenschaften und Belastungen an das Dimensionierungs- und Optimierungsmodul übergeben.

In der Dimensionierung und Optimierung wird die Geometrie nachbearbeitet und Komponenten und Baugruppen erstellt. Eine Komponente ist beispielsweise ein Segment einer Flügelschale, die durch zwei Rippen, einen vorderen und einen hinteren Holm begrenzt wird. In einer Baugruppe sind alle Komponenten desselben Bauteils wie die obere Flügelschale oder der vordere Holm zusammengesetzt. Jede Komponente ist ein Optimierungsbereich.

In einem zweiten Schritt wird jeder Komponente ein Designkonzept zugeordnet. Indem das Konstruktionskonzept nur im Dimensionierungs- und Optimierungsmodul berücksichtigt wird, können verschiedene Konstruktionskonzepte mit demselben FE-Modell untersucht werden, da Stringer nur bei der Dimensionierung von Komponenten explizit berücksichtigt werden. Infolgedessen wird die Erstellung des FE-Modells vereinfacht, da die Stringersteifigkeit in die ABD-Matrix des gesamten Panels verschmiert wird und die Stringer nicht mit diskreten Elementen modelliert werden müssen. Darüber hinaus ist mit ein und demselben Modell auch eine Optimierung des Stringerprofils und der Stringerhöhe möglich.

Auf die Komponenten werden auch die Designkriterien ausgewertet, die als Randbedingungen für die Optimierung dienen. Strukturmechanische Kriterien für Festigkeit, Schadenstoleranz, globales Beulen und lokales Beulen werden für die Dimensionierung der Komponenten verwendet. Darüber hinaus ist es möglich, Kriterien aus Herstellung und Betrieb wie den minimalen und maximalen Lagenanteil in der Richtung von $0^\circ/90^\circ+45^\circ/-45^\circ$, die minimale und maximale Höhe für Stringer oder eine minimale Hautdicke zu berücksichtigen.

Die Größenanpassung der Komponenten selbst erfolgt in einer Software namens HyperSizer [68]. Die Erstellung von Komponenten und Baugruppen sowie die Zuordnung des Entwurfskonzepts und der Fehlerkriterien erfolgt in HyperSizer. Innerhalb der Software wird für jede Komponente ein internes Objektmodell erstellt. Für die Etablierung eines hochgestreckten elastischen Flügels wird ein Doppel-T-Stringer verwendet, welcher seine Wirksamkeit in Hinsicht auf die Reduktion des Kraftstoffverbrauchs gezeigt hat [69].

Für jeden der Konstruktionsparameter einer Komponente wird eine minimale und maximale Grenze festgelegt. Außerdem wird die Anzahl der diskreten Werte angegeben. Der Parameter kann sich somit in diesem vorgegebenen Bereich von diskreten Werten bewegen. Zusätzlich werden Materialien auf die Teile der Platte aufgebracht. Die Anzahl der Permutationen der Komponentenentwurfspunkte erstellt die Anzahl der Entwurfskandidaten für jede Komponente. Es ist zu beachten, dass Haut und Stringer immer zusammen optimiert werden, was bei anderen Optimierungsprozessen nicht immer der Fall ist [70]. Bei diesem Ansatz führt eine Änderung der Steifigkeitsverteilung zwischen Haut und Stringer zu einer Umverteilung der inneren Spannung, sodass ein optimales Design berechnet werden kann. Die inneren Spannungen werden aus der Verteilung der inneren Lasten berechnet, die aus der FE-Berechnung und der Steifigkeit der Schalenelemente stammen.

Um die Konvergenz zu überprüfen, werden die Masse des Flügelkastens und des MoS überprüft.

$$\Delta m = \left| \frac{m_i - m_{i-1}}{m_{i-1}} \right| \quad \text{und} \quad MoS \leq MoS_{required} \quad (4.13)$$

Die zulässige Massenänderung kann vom Benutzer festgelegt werden. Wenn Konvergenz erreicht ist, werden die Ergebnisse aus dem Größen- und Optimierungsmodul exportiert und die CPACS-Datei mit den Ergebnissen aktualisiert. Andernfalls wird das FE-Modell mit den Optimierungsergebnissen aktualisiert und neue interne Lasten berechnet. Darüber hinaus werden die Entwurfswerte in HyperSizer für jede Komponente in Bezug auf die Komponenten MoS geändert. Die Strukturdimensionierung und -optimierung wird über RCE (Remote Component Environment) dem Auslegungsprozess in HAP1 bereitgestellt.

4.6.2 Bereitstellung der Strukturoptimierung mit überkritischen Hautfeldern

Für eine passive Lastabminderung sollen in innerhalb der Strukturauslegung und -optimierung Flügelstrukturen mit einer erhöhten Elastizität erreicht werden. Diese höhere Elastizität wird über lokales Beulen der Hautfelder erzielt. Dabei sollen die globale Stabilität der versteiften Ober-/Unterschale erhalten bleiben. Für ausgewählte dimensionierende Lastfälle soll die versteifte Schale nun so dimensioniert werden, dass lokales Beulen zwischen den Stringern auftritt. Durch das Ausbeulen der Haut wird die globale Steifigkeit reduziert und es treten größere Biegeverformungen auf. Aufgrund der Biege-Torsions-Kopplung beim rückwärts gepfeilten Flügel wird der Schwerpunkt der Auftriebsverteilung zum Innenflügel hin verschoben und damit eine Lastreduktion erreicht.

Für die Berücksichtigung der nichtlinearen Steifigkeiten wurden detaillierte lokale Strukturmodelle aufgebaut, um die Steifigkeitsreduktion unter lokalem Beulen zu simulieren. Erste Simulationsergebnisse zeigen, dass eine Reduktion der Längssteifigkeit im Bereich von 20% möglich ist. Bild 4.78 zeigt das Ergebnis einer nichtlinearen Beulanalyse eines integral versteiften Hautfeldes. Neben einer Reduktion der Steifigkeit ist eine Massenreduktion durch eine erhöhte Grenze für lokales Beulen von 6.6% für ein Panel der Oberschale möglich.

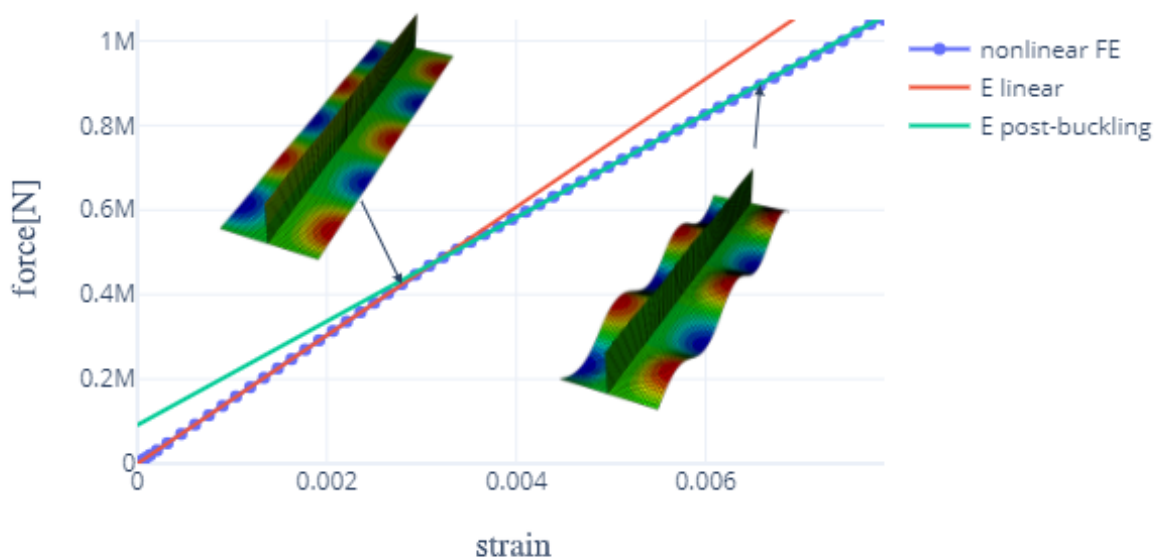


Bild 4.78: Nichtlineare Beulanalyse eines stringerversteiften Hautfeldes

Aufgrund der Komplexität der nichtlinearen Analysen, ist eine direkte Integration nicht sinnvoll und eine geeignete Modellierung wird in den Dimensionierungsprozess integriert.

Durch die Reduktion des dazugehörigen Auslegungskriterien wird eine Lastumverteilung

erzielt und mehr Steifigkeit in die Versteifungselemente der Haut (Stringer) umgesetzt. Die gleichzeitige Reduktion der Hautdicke führt zu einer geringeren Biegesteifigkeit des Flügelkastens und bei einem gepfeilten Flügel zu einer Lastreduktion bei den dimensionierenden Manöverlasten.

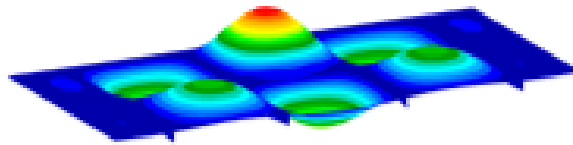


Bild 4.79: Lokales Beulen eines Hautfeldes.

Bild 4.79 zeigt den beulenden Bereich eines versteiften Hautfeldes. Lokales Beulen wird durch die Reduktion des Sicherheitsfaktors gegenüber Stabilitätsversagen erzielt.

Ein Vergleich zweier dimensionierter Strukturmodelle, einmal mit und ohne Berücksichtigung von lokalem Beulen, zeigt das Potential der Massenreduktion, sowie der höheren Elastizität. Ein Potential von 10% Masseneinsparung und 1% höherer Durchbiegung konnten für einen exemplarischen Flügel erzielt werden, was auch in Bild 4.80 noch einmal visualisiert ist. Die hierbei aufgeprägten äußeren Lasten waren bei dieser Untersuchung konstant.

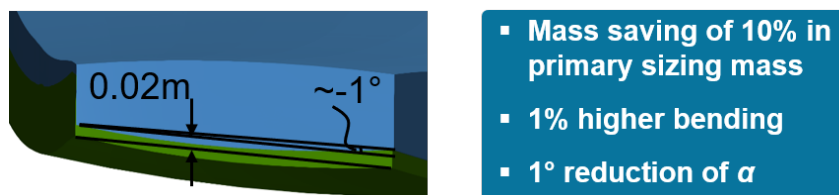


Bild 4.80: Potential von lokalem Beulen zur Masseneinsparung am Beispiel eines Flügelkastens bei konstanter Last.

4.6.3 Integration in den Aero-Struktur-Prozess

Die Technologie des lokalen Hautfeldbeulens wurde nun in den MDO-Prozess zur Flügelauslegung integriert und im folgenden beschrieben. Die Grundidee besteht darin, die Masse und Steifigkeit zu reduzieren, indem die zulässigen Werte gegen lokales Beulen zwischen den Stringern erhöht werden. Es werden nur auslegungsrelevante Lastfälle angepasst. Für leistungsrelevante Flugpunkte ist die strukturelle Sicherheit gegen Beulen immer noch gewährleistet.

Für alle dimensionierenden Lastfälle, die keine leistungsrelevanten Flugfälle sind, wird der Sicherheitsfaktor für lokales Knicken auf 0.7 reduziert. Das bedeutet, dass bei diesen Lastzuständen lokales Beulen auftreten darf. Der implementierte Bemessungsprozess arbeitet mit einer „Margin of Safety“ (MoS), die wie folgt definiert ist.

$$MoS = RF - 1 \quad (4.14)$$

Der Reservefaktor (RF) ist dabei das Verhältnis zwischen dem kritischen und dem auftretenden Wert.

$$RF = \frac{P_{critical}}{P_{applied}} \quad (4.15)$$

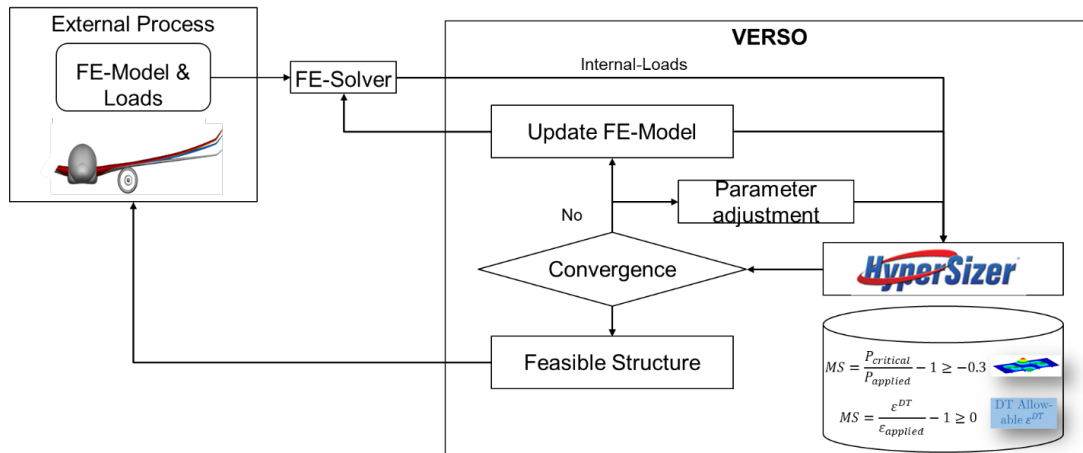


Bild 4.81: Dimensionierungsprozess innerhalb der statischen aeroelastischen Flügelanalyse.

Wenn lokales Knicken bei 70% Limit-Load zugelassen wird, ergibt sich eine erforderlicher MoS von -0.3 , der im Rahmen des Dimensionierungsprozesses wie in Bild 4.81 gezeigt, festgelegt wird.

4.7 AP 2.3 System-, Sensor- und Steuerungstechnologien

4.7.1 Anforderungskatalog für das Flugsteuerungssystem bzgl. Lastminderung

Im Rahmen des Projektes INTELWI wurde neben technischen Systemen auch eine begleitende MBSE-Modellierung erstellt, welche eine schnellere und zuverlässigere Entwicklung und Weiterentwicklung von innovativen Flugzeugkonzepten im multidisziplinären Kontext ermöglichen soll.

Ein wichtiger Teil dieses MBSE-Modells und der Entwicklung der Flugzeugkonzepte in INTELWI ist der Entwurf der Flugsteuerungssysteme. Arbeitspaketübergreifend wurde hierzu eine Beschreibung der Flugsteuerungssysteme umgesetzt, indem Anforderungen aus verschiedenen Detaillierungsebenen zusammengetragen und organisiert werden. Die in AP 1.1 definierten Anforderungen an das Flugzeug und seine Systeme wurden in AP 2.3.1 weiter detailliert und weitestmöglich so abstrahiert, dass für die Flugsteuerungsaktuatorik ein Anforderungskatalog entsteht, der es den verschiedenen Projektpartnern ermöglicht effektiv und effizient über mögliche Architekturkonzepte und ihre Auswirkungen zu diskutieren.

Der Anforderungskatalog erlaubt es Auswirkungen von verschiedenen Entwurfsentscheidungen verlässlich abzuschätzen und soll dabei sicherstellen, dass relevante Teilaspekte nicht vernachlässigt werden.

Zielsetzung des Anforderungskataloges Die Systemarchitektur der Flugsteuerung umfasst erstens Kinematiken und Aktuatoren, die die Bewegung der Steuerflächen ermöglichen und bestimmen, zweitens den Flugsteuerungsrechner, der für die Zustandsüberwachung und Flugregelung genutzt wird und drittens verschiedene Sensorsysteme, die eng mit den Flugsteuerungsrechnern und Aktuatoren verknüpft sind. Der Anforderungskatalog beschreibt vorrangig die Steuerflächenaktuatoren und die ihnen zugrundeliegende Steuerflächenanforderungen. Der entstandene Anforderungskatalog ist innerhalb des MBSE-Kontextes in der Lage, für verschiedene Systemarchitekturen, Redundanzkonzepte und Steuerflächenlayouts effizient vollständige Anforderungslisten zu erstellen, die dem entworfenen Muster folgen.

Funktionale Steuerflächenanforderungen und stereotypische Aktuatoranforderungen Flugsteuerungsfunktionen stellen zumeist Anforderungen an die realisierbaren Klappenstellungen und die zugehörigen Verfahrensgeschwindigkeiten für definierte Flugzustände. Ein Beispiel hierfür ist die Verstellung des Querruders im Reiseflug von -10° nach 10° innerhalb einer Verstellzeit von 0.5 s. Da es sich oftmals um Regelungsfunktionen handelt, müssen auch Regelungsanforderungen, wie die Grenzfrequenz und das Sprungantwortverhalten mitbetrachtet werden. In Bild 4.82 ist eine SysML-Darstellung der Struktur einer Anforderungsliste für eine allgemeine Steuerfläche aufgeführt.

In Kooperation mit den in UAP 2.3.1 involvierten Projektpartnern (TUHH & LLI) wurden relevante Teilaspekte für die Auslegung und Bewertung von Aktuatoren im Architekturentwurf herausgearbeitet. Als primäre Aspekte wurden folgende Anforderungen identifiziert:

- Fahrwege (Drehung, Ausfahren, komplexer Pfad, ...)
- Stellgeschwindigkeiten
- Ansteuerungsverhalten

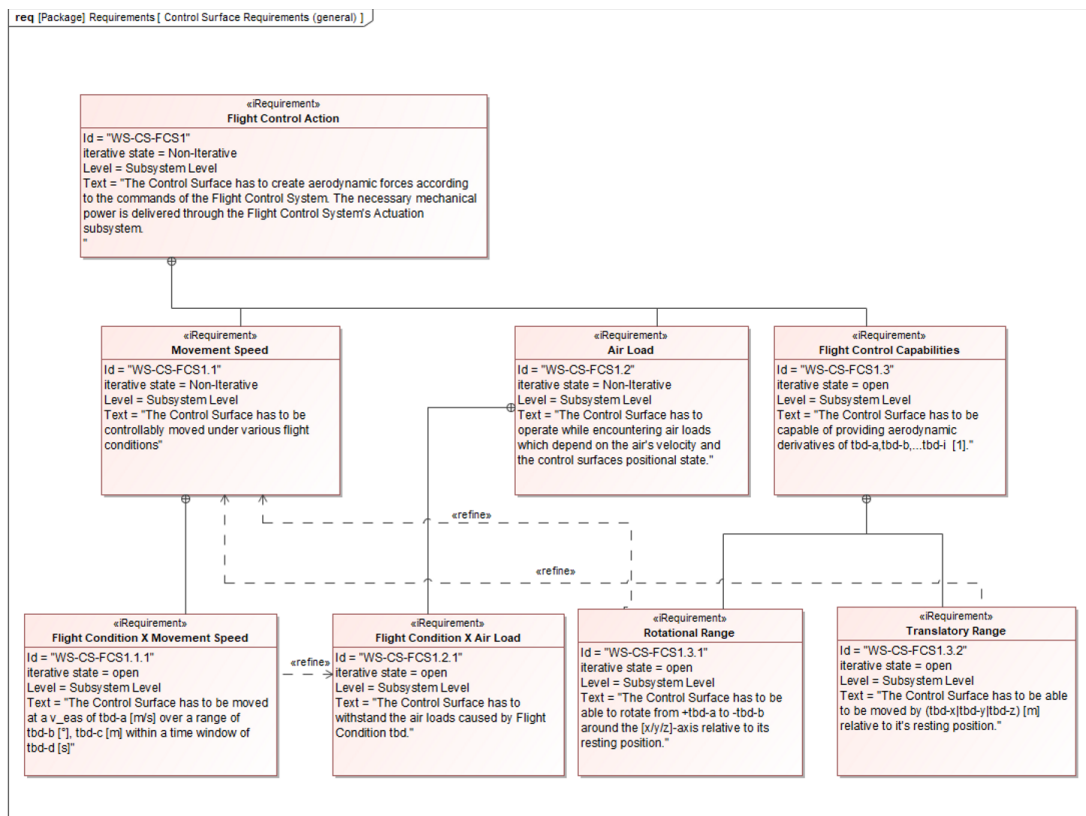


Bild 4.82: Aufbau stereotypische Steuerklappenanforderungen.

- Ausfallverhalten
- Redundanzeigenschaften
- Bauraumbeschränkungen

Eine Betrachtung dieser kann es im Vorentwurf bereits ermöglichen erste Architektur- und Aktuatorentwürfe mithilfe von parametrischen Entwurfsmodellen, wie sie beispielsweise in Pace-lab SysArc angewandt werden, zu betrachten, funktionale Ausfalluntersuchungen und initiale dynamische Systemmodellierungen durchzuführen oder Bauraumabschätzungen zu erarbeiten. Die betrachteten Anforderungen sollen es demnach vor allem ermöglichen zunehmend detailliertere Komponentenauslegungen und Systembewertungen vorzunehmen und bilden die Basis für die Erstellung und den Vergleich von Auslegungsmodellen. Bild 4.83 zeigt die stereotypische Menge von konkreten Anforderungen an einen Einzelaktuator.

Die gesammelten Anforderungen wurden in das MBSE-Modell eingearbeitet und allgemein für das Teilsystem „Flight Control System Actuation“ festgehalten. Zu erwartende Zahlenwerte für konkrete Anforderungen werden im Katalog zunächst mit *<td>* als Platzhalter, gefolgt von der betrachteten physikalischen Einheit, aufgeführt.

Der vollständige Anforderungskatalog ist im MBSE-Modell hinterlegt und kann als Grundlage für den Aufbau einer detaillierten Anforderungsliste im Modell angewandt werden. Aus dem Modell können die Anforderungen anschließend in Dokumentform, Tabellenform oder als html-Datei exportiert werden.

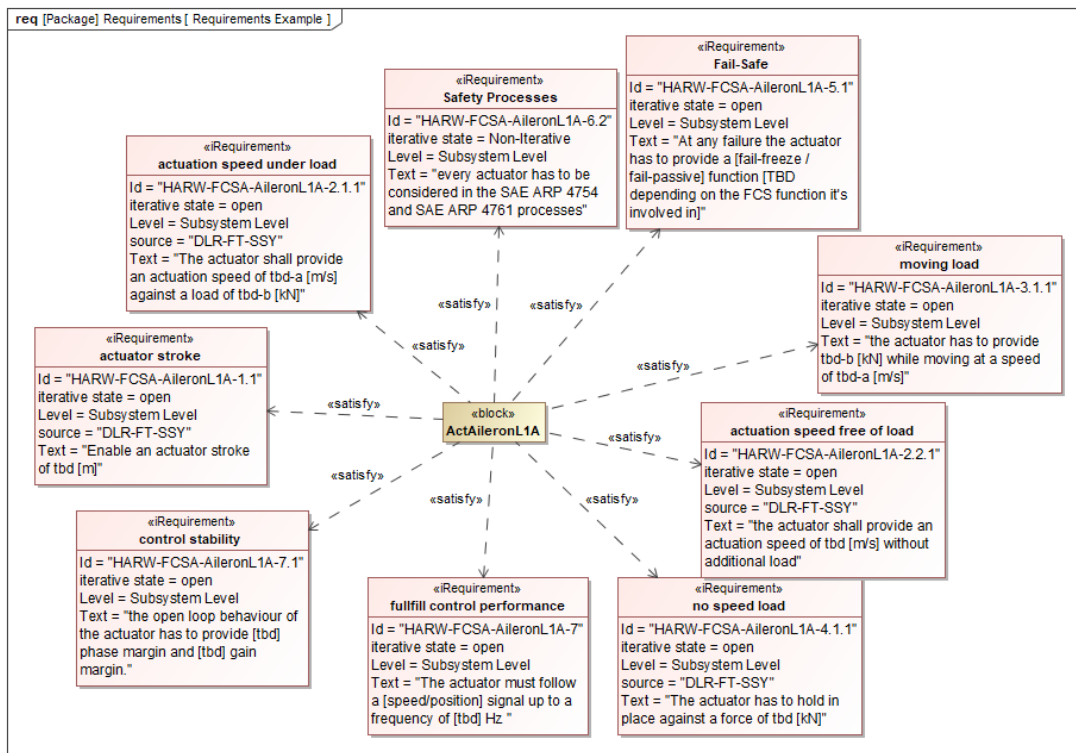


Bild 4.83: Menge relevanter vom Aktuator zu erfüllender Anforderungen (in SysML)

In Zusammenarbeit mit den Projektpartnern wurde der Anforderungskatalog überprüft, um eine gemeinsame und vollständige Betrachtung der für die Auslegung notwendigen Aspekte zu erreichen. Der Meilenstein AP2310-DLR-01 wurde im Berichtszeitraum abgeschlossen.

4.7.2 Beschreibung initial definierter Systemarchitekturen für multifunktionale Flugsteuerung (Lastminderung)

Ausgehend von den Anforderungen, welche auf dem Funktionsumfang der Flugsteuerung mit integrierter Lastabminderung basieren, und dem in Arbeitspaket 1 festgelegten Steuerflächenlayout wurden initiale Systemarchitekturen entwickelt. Das betrachtete Steuerflächenlayout und die Aktuatorverteilung im rechten Flügel sind in Bild 4.84 dargestellt. Betrachtet wird eine Steuerflächenkonfiguration mit zwei „Multifunctional Control Devices“ (MFCD) und zwei Querrudern je Flügelhälfte.

Mit der gewählten Flugsteuerungsarchitektur wurde eine vollständig elektrisierte Versorgung der Flugsteuerungsaktuatorik realisiert. Die angestrebten Zuverlässigkeiten werden mit den berechneten Ausfallwahrscheinlichkeiten abgeglichen. Diesem zufolge erfüllt die entworfene Architektur die notwendigen Anforderungen an die zugelassene Ausfallwahrscheinlichkeit für die Rollsteuerungsfunktion und unter den gemachten Annahme ebenfalls für die Ausübung der Lastabminderungsfunktionen im untersuchten Funktionsumfang.

Der Abschluss des entsprechenden Meilensteins wurde im August 2022 erreicht. Hierzu wurde die initiale Flugsteuerungsarchitektur in Kooperation mit LLI und TUHH in einem

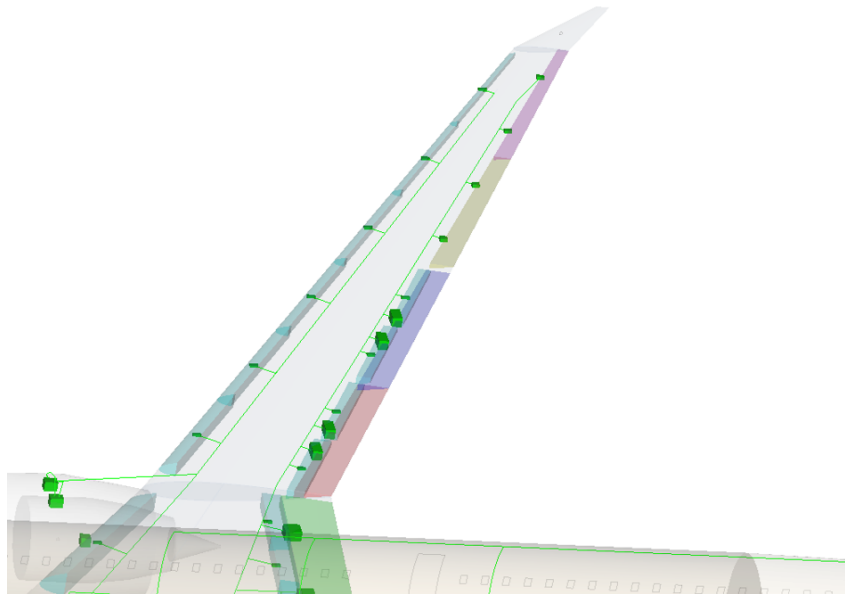


Bild 4.84: SysArc Darstellung des HARW Steuerflächenlayouts und der geplanten Aktuatorverteilung (MFCDs rot/blau, Querruder gelb/lila) am rechten Flügel.

Arbeitspaketvortrag gemeinsamen in der INTELWI-Regelrunde präsentiert. Die Präsentation liegt auf der Teamsite vor.

4.7.3 Masse, Abmessungen, finale Systemarchitektur (Lastminderung)

Der Auswertung der Systemarchitekturen in Hinblick auf Systemmasse, Abmessungen und Leistungsbedarf ist in einem eigenständigen technischen Bericht [71] ausgeführt. Der Bericht beschreibt zusätzlich auch die zugrundeliegenden Komponentenmodelle und Systemarchitekturen. Für die bessere Vergleichbarkeit wurde neben der reinelektrischen Flugsteuerungsarchitektur auch eine hydraulisch aktuierte Systemvariante untersucht.

Im Folgenden werden die zentralen Ergebnisse bezüglich der Systembewertung zusammengefasst.

Massenbewertung Die Ergebnisse der Massenberechnungen sind in Tabelle 4.27 und Tabelle 4.26 aufgeführt. Die Kabel- und Leitungsmassen sind hierbei jeweils auf die Elemente begrenzt, die die betrachtete Aktuatorik beliefern.

Der Vergleich der Massenzusammenstellungen verdeutlicht gut die eigentliche Schwierigkeit im direkten Vergleich der Technologien untereinander. Der einfache Vergleich von Aktuator- oder Leitungsmassen zeichnet jeweils eine deutliche Tendenz in eine Architekturvariante ab, die jedoch auf Gesamtebene deutlich zurückgeht. Bei der Gesamtbetrachtung der beiden Konzepte fällt der Massenunterschied derart gering aus, dass das Ergebnis sich allein aufgrund der vorliegenden Unsicherheit in der Modellierung des Flugzeuges und der notwendigen Flugsteuerungsaktivität ändern könnte. Es ist jedoch in beiden Fällen deutlich erkennbar, dass durch die erweiterte

Steuerfläche	MFCD1	MFCD2	Ail1	Ail2
Aktuatorgewicht (pro Stück)	47.5 kg	36.9 kg	18.35 kg	13.76 kg
Aktuatoranzahl pro Flügel	2	2	2	2
Gesamtkabelgewichte			185 kg	
Generatormassen			140 kg	
Summe				791 kg

Tabelle 4.26: Zusammenfassung der Massengruppen für die HARW-4CS-ELE.

Steuerfläche	MFCD1	MFCD2	Ail1	Ail2
Aktuatorgewicht (pro Stück)	21.8 kg	16.5 kg	9.2 kg	6.9 kg
Aktuatoranzahl pro Flügel	2	2	2	2
Leitungsmassen			495 kg	
Pumpenmassen			132 kg	
Summe				844 kg

Tabelle 4.27: Zusammenfassung der Massengruppen für die HARW-4CS-HYD.

Funktionalität des intelligenten Flügels eine Massenzunahme der Flugsteuerungskomponenten und der sie versorgenden Systeme zu erwarten ist.

Leistungsbewertung Für die Leistungsbewertung wurde die Gesamtleistung des FCS in Abhängigkeit von möglichen Flugzuständen betrachtet. Hierbei hat sich herausgestellt, dass die Lastminderungsfunktionalität des FCS unter den bisherigen Annahmen einen deutlichen Anteil am berechneten Gesamtleistungsbedarf darstellen würde. Bild 4.85 verdeutlicht dies. Eine genauere Beschreibung der Leistungszusammensetzung ist im technischen Bericht [71] zu finden.

Bauraumbewertung Die Auslegungsmodellierung in INTELWI erlaubt neben der Massen- und Leistungsanalyse auch eine Einschätzung des benötigten Bauraums. Die Ergebnisse für die vorliegenden Systemarchitekturen ist in Tabelle 4.28 dargestellt. Die verwendeten Maße werden anhand von Bild 4.86 verdeutlicht. Vor allem die für den Betrieb der MFCDs notwendige Aktuatorik stellt deutliche Anforderungen an den notwendigen Bauraum, aufgrund der kinematischen Anbindung ist bei den MFCDs jedoch ohnehin mit der Notwendigkeit von „Fairings“ zu rechnen.

Fazit der Systembewertung Auf Basis der durchgeführten Analysen haben sich keine unüberwindbaren technologischen Hindernisse für die Realisierbarkeit des im Projekt INTELWI untersuchten Flügel- und Flugzeugkonzeptes feststellen lassen.

Zwischen den beiden untersuchten Architekturvarianten gibt es keine grundlegenden Diskrepanzen, die auf systematische Schwächen in der Modellierung hinweisen. Die Auslegung der verschiedenen Architekturen sind jedoch unterschiedlich sensitiv für verschiedene Betriebszustände. Die dimensionierenden Betriebspunkte unterscheiden sich teilweise deutlich zwischen

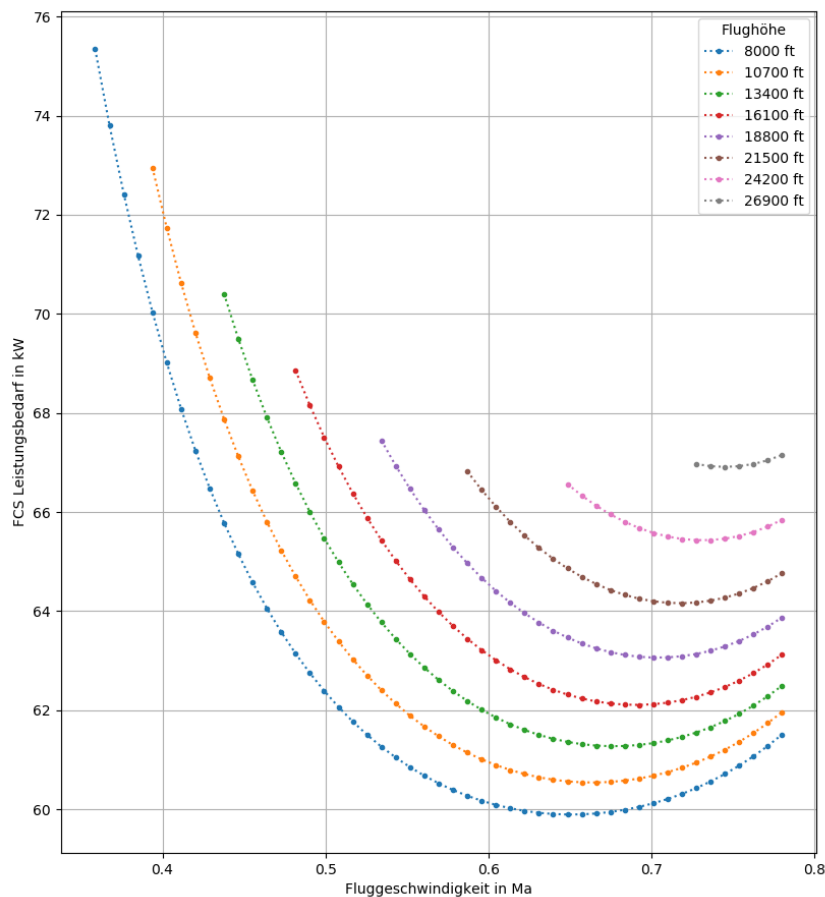


Bild 4.85: FCS Leistungsbedarf in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit für verschiedene Flughöhen bei elektrischer Aktuierung.

hydraulischer und elektrischer Architektur, vor allem bei Komponenten der Leistungsbereitstellung. Dies deckt sich soweit mit bekannten Annahmen aus der Literatur. Vor allem der Leistungsbedarf der zusätzlichen Flugsteuerungsfunktionen erweist sich in beiden Architekturvarianten als signifikanter Anteil an der berechneten Leistung. Für weitere Arbeiten sollte daher der genauere Funktionsumfang über die Flugmission eingehender untersucht und in das vorhandene Modell eingearbeitet werden. Es ist nicht auszuschließen, dass aufkommende Betriebsszenarios höherer Leistung über das vorhandene Design hinausgehen. Dies bedingt allerdings vor allem einer interdisziplinären und holistischen Simulation für die Gesamtanalyse. Ein ähnliches Bild bildet sich auch bei der Betrachtung der Systemmassen, in Anbetracht der im Flugzeugentwurf bereits angenommenen Massen des FCS, hydraulischen Systems und elektrischen Systems in Relation zur Flugzeuggesamtmasse, scheint der Einfluss auf Gesamtflugzeugebene zunächst weiterhin gering zu sein.

Steuerfläche	$h_{wing,min}$	$d_{rearspar}$	h_{act}	h_{motor}	$l_{cha,min}$
Flaperon_L_1	0.322 m	0.518 m	0.169 m	0.3 m	0.285 m
Flaperon_L_2	0.250 m	0.420 m	0.153 m	0.3 m	0.285 m
Flaperon_R_1	0.322 m	0.518 m	0.169 m	0.3 m	0.285 m
Flaperon_R_2	0.250 m	0.420 m	0.153 m	0.3 m	0.285 m
Aileron_L_1	0.181 m	0.331 m	0.115 m	0.14 m	0.226 m
Aileron_L_2	0.121 m	0.286 m	0.099 m	0.101 m	0.226 m
Aileron_R_1	0.181 m	0.331 m	0.115 m	0.14 m	0.226 m
Aileron_R_2	0.121 m	0.286 m	0.099 m	0.101 m	0.226 m

Tabelle 4.28: Zusammenfassung der Bauraumbewertung.

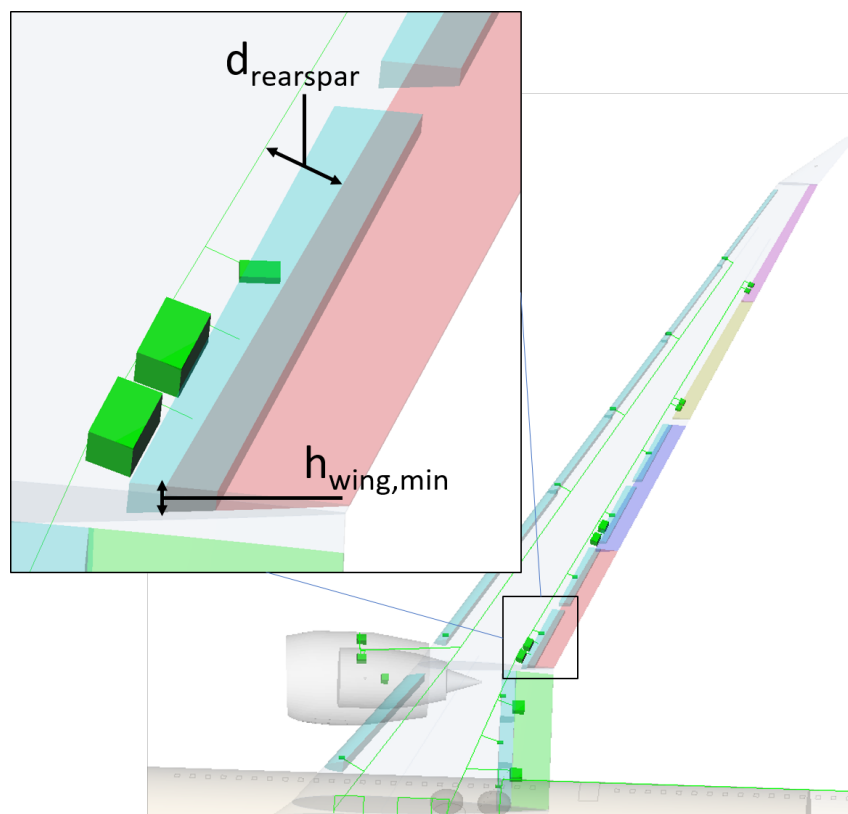


Bild 4.86: Visualisierung der Aktuatorausmaße und Bauraumbeschränkungen.

4.7.4 Load Monitoring System

In diesem Arbeitspaket wurde ein Prozess erarbeitet, der es ermöglicht ein „Loads Monitoring System“ zu entwerfen und anschließend zu bewerten. Ziel des „Loads Monitoring Systems“ ist es die Strukturlasten, die während einer Mission auf die Flugzeugstruktur wirken, basierend auf aufgezeichneten Flugzeugparametern, die durch Sensoren am Flugzeug gemessen werden, zu schätzen. Die im Folgenden beschriebene Architektur ist Teil eines Konferenzbeitrages [72], welcher eine detailliertere Beschreibung enthält. Das System ist in Bild 4.87 dargestellt.

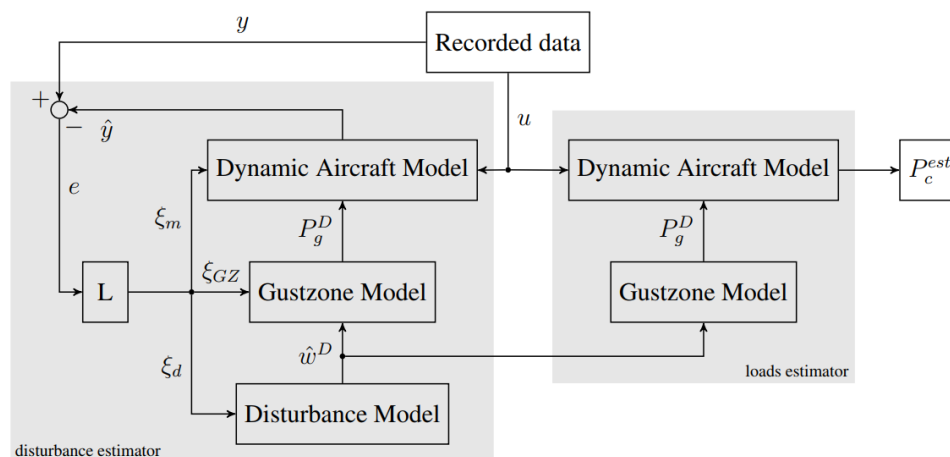


Bild 4.87: Architektur des Strukturlastenschätzers als Blockschaltbild inklusive Störschätzer.

Grundlegend besteht die in Bild 4.87 dargestellte Architektur aus einem Störschätzer („disturbance estimator“) sowie einem Strukturlastenschätzer („loads estimator“). Mittels des Störschätzers werden atmosphärische Störungen wie Turbulenzen geschätzt, welche im Strukturlastenschätzer neben Steuereingängen u zur Schätzung der Strukturlasten verwendet werden. Der Schätzalgorithmus basiert auf einem physikalischen Modell der Flugzeugstruktur und Flugzeugaerodynamik. Der Modellaufbau basiert auf der VarLoads Umgebung [73] zur Berechnung von Strukturlasten. Die Varloads Umgebung benötigt als Input ein reduziertes FEM in „beam-like“ kondensierter Form, sowie eines mittels Panels diskretisiertes Modell der Auftriebsflächen. Basierend auf diesem Panel-Modell können die auftretenden aerodynamischen Lasten mittels eines auf der Potentialtheorie basierenden Ansatzes („Vortex Lattice Method“) berechnet werden. Die Wirkung von atmosphärischen Störungen und die daraus resultierenden Strukturlasten werden mittels eines „Gustzone Model“ approximiert. Dazu wird das aerodynamische Panelmodell entlang der Flugzeuggängsachse in Zonen unterteilt. Innerhalb jeder einzelnen Zone wird angenommen, dass die Störung in Spannweitenrichtung die gleiche Amplitude aufweist und senkrecht von oben oder unten wirkt.

Bei einem Durchflug einer Störung wird diese beginnenden bei der ersten Zone an der Flugzeugnase bis hin zur Zone am hinteren Leitwerk aufgebracht, wobei die durch den Durchflug entstehende Zeitverzögerung mitberücksichtigt wird. Der Störschätzer basiert auf einer Beobachterarchitektur aus der klassischen Regelungstechnik, dem Kalman-Bucy-Filter. Dieser schätzt mittels eines Prädiktor Korrektor Verfahrens die Zustände des physikalischen Modells, die zur Schätzung der Störung benötigt werden. Dabei wird die Information, die durch das Modell im Prädiktor-Schritt bereitgestellt wird, optimal mit den Messungen kombiniert (Korrektor), um eine optimale Schätzung der Zustände zu ermöglichen. Die Messdaten bestehen dabei aus flugmechanischen Sensordaten. Des Weiteren werden die Steuerflächenausschläge sowie Schubhebelstellung in der Schätzung verwendet.

Die Auswertung des „Load Monitoring Systems“ basiert auf simulierten Daten. Diese Daten werden in einer Simulationsumgebung berechnet. Diese Simulation Bedingung besteht aus einer „Electronic Flight Control System“ (EFCS) sowie einem physikalischen Modell. Das EFCS ermöglicht die Simulation von geregelten Manövern, wodurch der Betrieb des Flugzeuges

exakter simuliert werden kann. Der Vorteil der simulativen Auswertung besteht darin, dass somit auch die exakten Lasten für die Auswertungsfälle bekannt sind, wodurch eine Aussage bezüglich der Schätzgenauigkeit getroffen werden kann. Somit können die geschätzten Strukturlasten hinsichtlich der simulativ berechneten Lasten bewertet werden. Zur Verifikation werden Fälle von kontinuierlicher Turbulenz sowie diskreter Böen untersucht. Die kontinuierliche Turbulenz basiert dabei auf dem Dryden-Spektrum während für die diskrete Böe eine 1-cos Böe untersucht wird. Ein Beispiel für die Schätzung des Flügelwurzelbiegemoments für eine diskrete Böe ist in Bild 4.88 dargestellt.

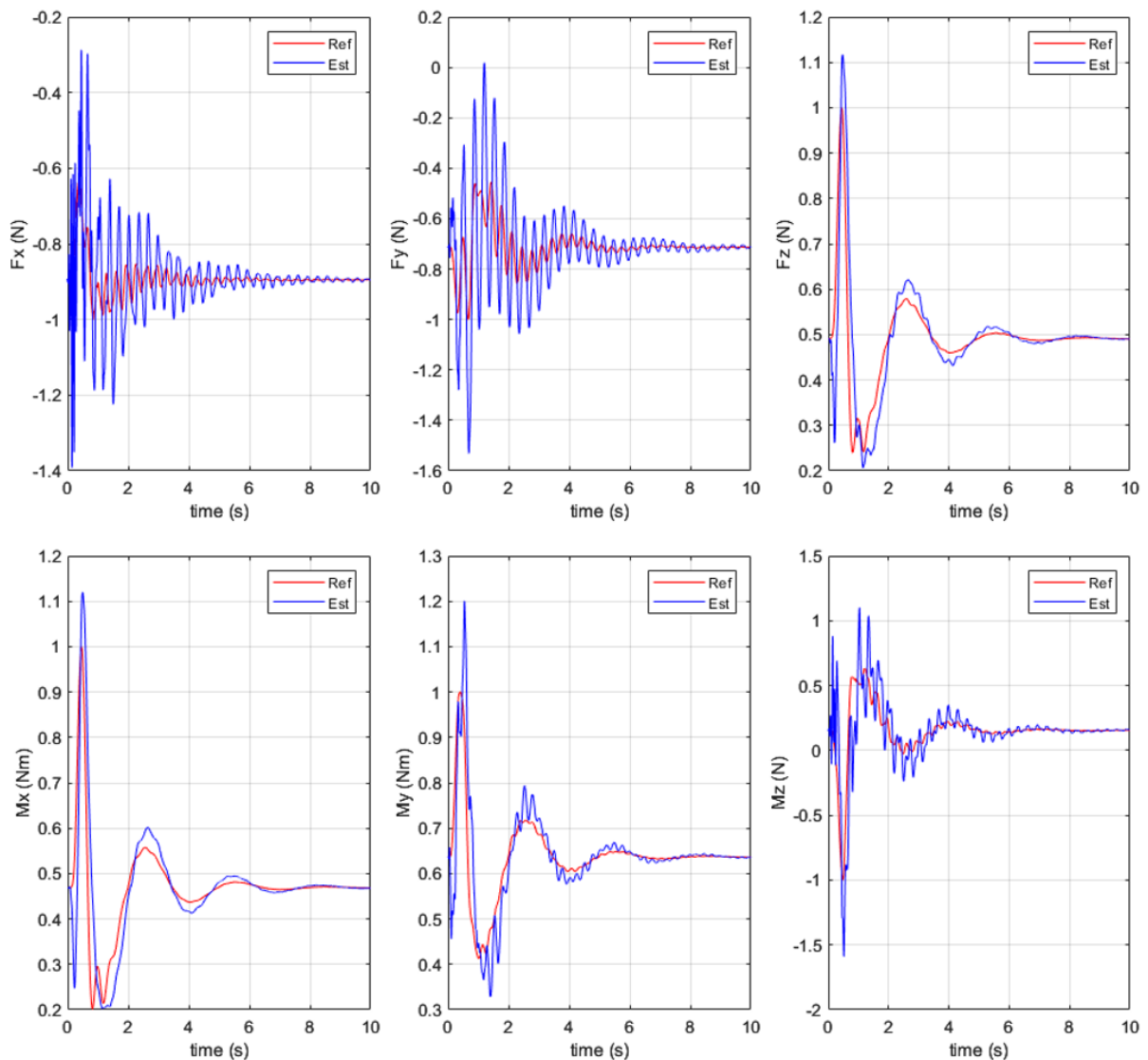


Bild 4.88: Zeitreihe von Simulation und Schätzung für Kräfte F_{xyz} sowie Momente M_{xyz} an der Flügelwurzel für eine 1-cos diskrete Böe mit einem Böengradienten von 82 m.

Das Bild zeigt, dass der Schätzer in der Lage ist, die für die Flügelwurzel relevanten Losgrößen (Scherkraft F_z , Biegemoment M_x sowie Torsionskraft M_y) hinsichtlich grundsätzlicher

Form zu schätzen. Die maximal auftretenden Amplituden werden unterschätzt. Da der Strukturlastenschätzer für die gesamte Flugzeugstruktur die auftretenden Lasten schätzt, wird zur Bewertung der Schätzgenauigkeit die skalare Metrik „Equivalent Fatigue Damage Loads“ (EDL) verwendet, um die große Anzahl an Zeitreihen bewerten zu können. Dieses Kriterium basiert auf der Palmgren-Miner Regel und dient dazu, Lastenzeitreihen hinsichtlich Ermüdungskriterien zu bewerten. Die genaue Umsetzung wird in [72] erläutert.

Aus dieser Metrik resultiert der Parameter η_E , der die Schätzgenauigkeit hinsichtlich des EDL-Kriteriums beschreibt. Ein Wert von $\eta_E = 1$ bedeutet ideale Schätzung. Bei einem $\eta_E < 1$ ist die Ermüdung durch die geschätzte Lastenzeitreihe geringer als die Referenz, während bei $\eta_E > 1$ die Ermüdung durch die geschätzte Lastenzeitreihe höher als die der Referenz ist. In der Veröffentlichung [72] wird die Schätzgenauigkeit mittels der erklärten Metrik für Lastfälle bestehend aus kontinuierlicher Turbulenz als auch diskrete Böen dargestellt. Im Folgenden sind die Ergebnisse für die betrachteten diskreten Böen Lastfälle gezeigt. Bild 4.89 zeigt die Analyse der Schätzgenauigkeit der Scherkraft F_z , des Biegemoments M_x sowie des Torsionsmoments M_y mittels der EDL-Metrik für den rechten Flügel.

Die x-Achse beschreibt dabei die dimensionslose Raumkoordinate entlang des Flügels. Die Flügelwurzel ist durch 0 repräsentiert, während 1 die Flügelspitze darstellt. In der linken Spalte ist der Verlauf von η_E über die Raumkoordinate dargestellt. Die unterschiedlich gefärbten Linien repräsentieren dabei die unterschiedlichen Böengradienten. Dieselben Ergebnisse sind in der rechten Spalte nochmals dargestellt. Hier wird η_E mittels einer Farbskala dargestellt, während die y-Achse die verschiedenen Böengradienten beschreibt. Die größte Überschätzung tritt bei einem mittleren Böengradientenlänge auf (ca. 40 m bis 60 m). Die Schätzgenauigkeit nimmt hin zu höheren Böengradienten zu für F_z und M_x . Für das Torsionsmoment ist eine „Insel“ starker Überschätzung bei einer Raumkoordinate von ca. 0,2 bis 0,3 zu sehen. In diesem Bereich befindet sich die Engine. Zusammengefasst bietet der Ansatz eine für den ersten Schritt zufriedenstellende Schätzgenauigkeit und viele Möglichkeiten für Verbesserungen der Schätzgenauigkeit.

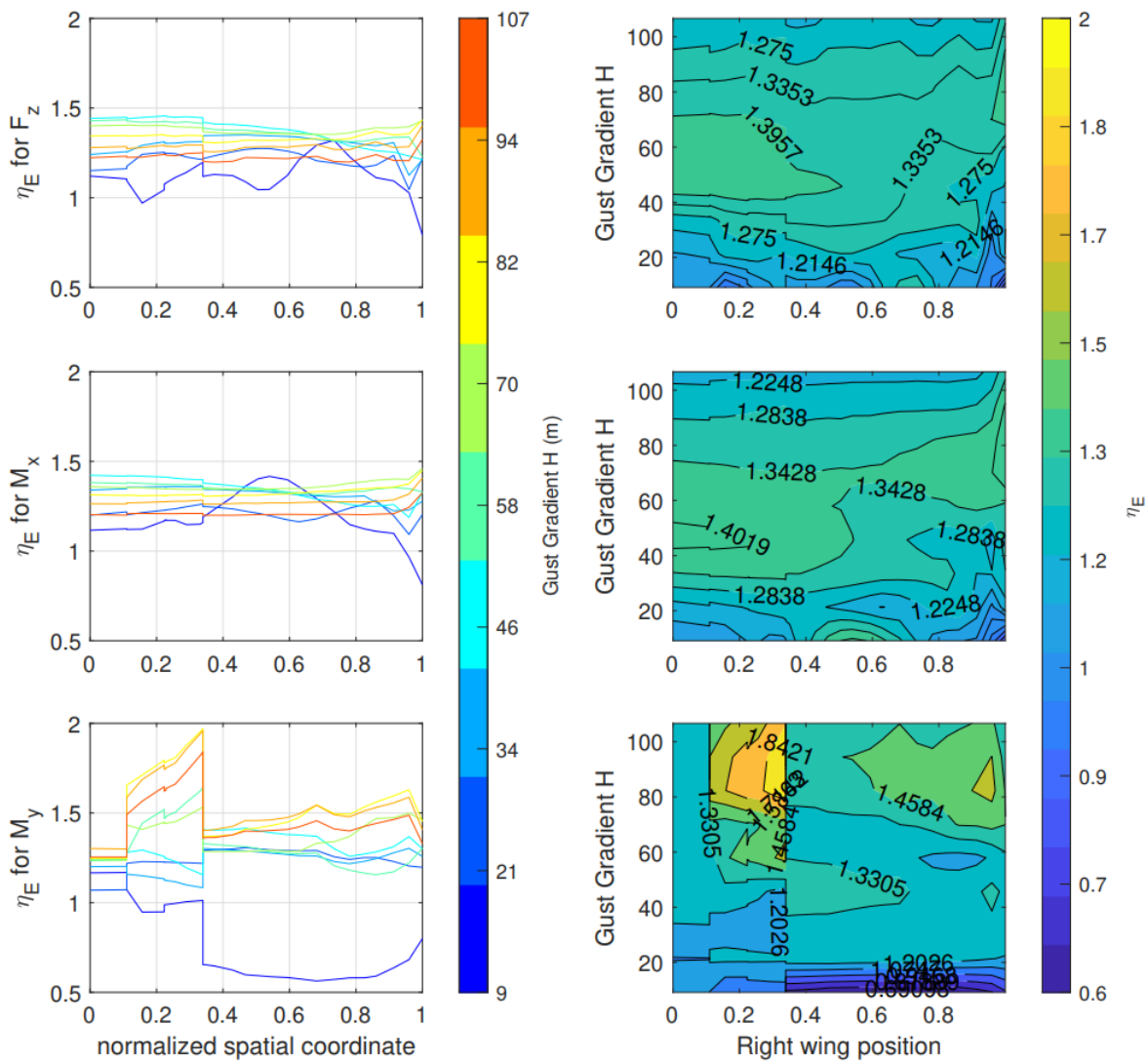


Bild 4.89: Bewertung der Schätzgenauigkeit der Scherkraft F_z , des Biegemoments M_x sowie des Torsionsmoments M_y mittels der EDL-Metrik für rechten Flügel anhand diskrete Böen Lastfällen mit mehreren Böengradienten.

4.7.5 Hybrides Überwachungssystem

Die Entwicklung des hybriden Überwachungssystem wird im Meilensteinbericht [74] ausführlich beschrieben. Im Abschnitt 4.9 wird auf die zentralen Bestandteile zusammenfassend eingegangen und die erzielten Ergebnisse dargestellt.

4.7.6 Konzept Zustandsüberwachung

Das Konzept der Zustandsüberwachung wird im Meilensteinbericht [75] ausführlich beschrieben. Im Abschnitt 4.9 wird das Konzept zusammenfassend dargestellt und die erzielten Ergebnisse beschrieben.

4.7.7 Zentrale Basis-Reglerarchitektur

Im Arbeitspaket AP 2330 wurde eine Lastabminderungsregelung für verteilte Beschleunigungs- und Drehratensensoren erstellt, die um die Fähigkeiten eines Lidar-Sensors zur frühzeitigen Detektion atmosphärischer Störungen ergänzt worden ist. Die Messung der verteilten Beschleunigungen und Drehraten ist mittels sogenannter „Remote Electronic Units“ (REUs) realisiert, welche von der Firma Liebherr entwickelt werden. Das DLR leistete seinen entsprechenden Beitrag mit der elastischen Flugzeugmodellierung, der Modellierung des Lidar-Sensors nebst dazugehöriger Windschätzung, dem Entwurf der Lastabminderungsregelung sowie der Bereitstellung einer Simulationsumgebung zur finalen Validierung der eingesetzten Technologien.

Die für das Projekt entworfene Reglerarchitektur baut auf den Erkenntnissen des Vorgängerprojekts LuFo 5.3 InFlyTec auf. Eine Gemeinsamkeit beider Architekturen ist, dass sie für die Böenlastminderung der Airbus XRF-1 Konfiguration in der Variante „UseCase2“ entworfen worden sind. Diese Konfiguration wurde in Abstimmung mit Airbus zu Anfang des Projekts erneut als Zielkonfiguration (im Bereich der Böenlastminderung) ausgewählt. Allerdings weist die hier vorgestellte Reglerstruktur gegenüber jener in InFlyTec verwendeten Struktur umfangreiche Fähigkeitserweiterungen auf, und wird darüber hinaus durch den modularen Aufbau mittelfristig weiteren Flugzeugkonfigurationen als Basis für die Entwicklung und Evaluation fortgeschrittener Reglerstrukturen dienen können.

Die gemeinsam mit Liebherr entworfene Reglerarchitektur ist in Bild 4.90 dargestellt und lässt sich grob in mehrere Bereiche unterteilen: Das Gesamtsystemmodell besteht aus dem zentralen „Flight Control Computer“ (FCC), mehreren sogenannte „Remote Electronic Units“ (REU), diversen Aktuatormodellen als Teil des aeroservoelastischen Flugzeugmodells und der Sensorik. Angeregt wird das Gesamtsystem durch Piloteneingaben oder atmosphärische Störungen. Letztere können Turbulenzen oder diskrete Böen sein. Die Reglerarchitektur erlaubt sowohl einen komplett dezentralen Ansatz, d.h. direkte Regelung am Aktuator mittels der bei der REU gewonnen Sensordaten, als auch einen Ansatz über den zentralen Bordrechner, der die Daten des gesamten Sensornetzwerks sammelt und verarbeitet. Die Reglerarchitektur ist in eine umfangreiche Simulationsumgebung eingebettet, welche als hybride Multi-Raten Simulationsumgebung bezeichnet wird und vom Institut für Flugsystemtechnik des DLR entworfen wurde. Zweck der Multiraten-Simulationsumgebung ist es, allen an der Reglerentwicklung beteiligten Projektpartnern eine Plattform zur Verfügung zu stellen, die eine möglichst realitätsnahe Evaluation der Reglerfunktionen in diversen Kombinationen hinsichtlich ihrer gemeinsamen Lastabminderungsperformance ermöglicht. Die modulare Gestaltung der hybriden und in MATLAB[®]/Simulink[®] sowie C++ realisierten Umgebung ermöglicht die Aufnahme unterschiedlichster Reglerstrukturen mit diversen Abstraten, welche sowohl als „Feedforward“- als auch als „Feedback“-Regler ausgeführt sein können, sowie die realitätsnahe Repräsentation der Eigenschaften des Lidar-Sensorsystems. Durch die projektspezifische Notwendigkeit, zusätzlich zu zentralen Reglerfunktionen auch lokale und sehr schnelle Regelkreise im Rahmen des Einsatzes der REU implementieren zu müssen, wurde gegenüber des im parallel laufenden LuFo-Projekts InFlyTec genutzten Entwicklungsstands eine Erweiterung der Simulationsumgebung notwendig, dessen Fertigstellung im 2022 erfolgte. Der Zugriff, der Datenaustausch und die Versionskontrolle erfolgten über ein beim DLR gehostetes „Gitlab Repository“, auf das neben dem DLR auch Liebherr zugreifen konnte.

Für den Entwurf der Lastminderungsregler wurde ein dynamisches Modell der XRF-1 benötigt,

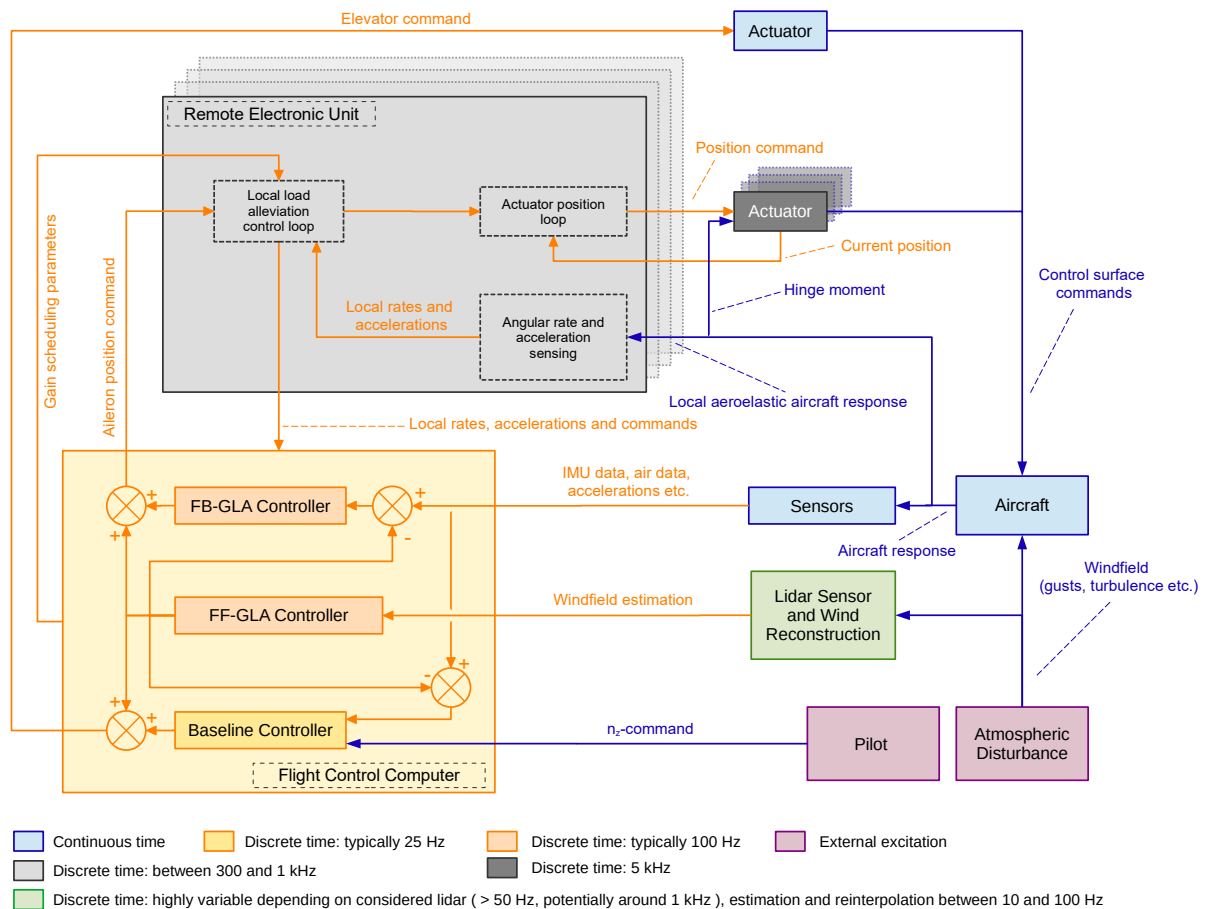


Bild 4.90: Reglerarchitektur mit zentralen und dezentralen Reglerelementen inklusive der Remote Electronic Units zur Querruder-Steuerung (FF-GLA: Feedforward Gust Load Alleviation, FB-GLA: Feedback Gust Load Alleviation)

welches in der Lage ist, sowohl die Starrkörperbewegung des Flugzeuges als auch die Flexibilität der Struktur darzustellen. Die Modellierung der XRF-1 als aeroelastisches Gesamtflugzeugmodell oblag dem Institut für Systemdynamik und Regelungstechnik des DLR. Dabei wurde ein Modellierungsansatz gewählt, welcher die Starrkörperbewegung über die Implementation nichtlinearer Bewegungsgleichungen realisiert, und gleichzeitig die Flexibilität der Struktur mittels linearer Differentialgleichungen 2. Ordnung beschreibt. Ferner wird dem Übertragungsverhalten der instationären Aerodynamik Rechnung getragen: Die Übertragungsfunktionen werden im Frequenzbereich mit der „Doublet Lattice“-Methode bestimmt und anschließend mittels einer Approximation durch gebrochen-rationale Funktionen in eine Zustandsraumdarstellung überführt. Darüber hinaus ist das Flugzeugmodell mit Eingängen erweitert worden, die eine Anregung durch atmosphärische Störungen erlauben. Durch die Kopplung der Strukturdynamik mit der Aerodynamik („Doublet Lattice Method“) entstand ein aeroelastisches Gesamtflugzeugmodell. Dieses aeroelastische Modell ist für verschiedene Machzahlen und Flughöhen für den stationären Horizontalflug ausgetrimmt und anschließend linearisiert worden. Aus jeder Linearisierung heraus resultierte ein lineares Zustandsraummodell. Als Ausgänge liefert das Modell

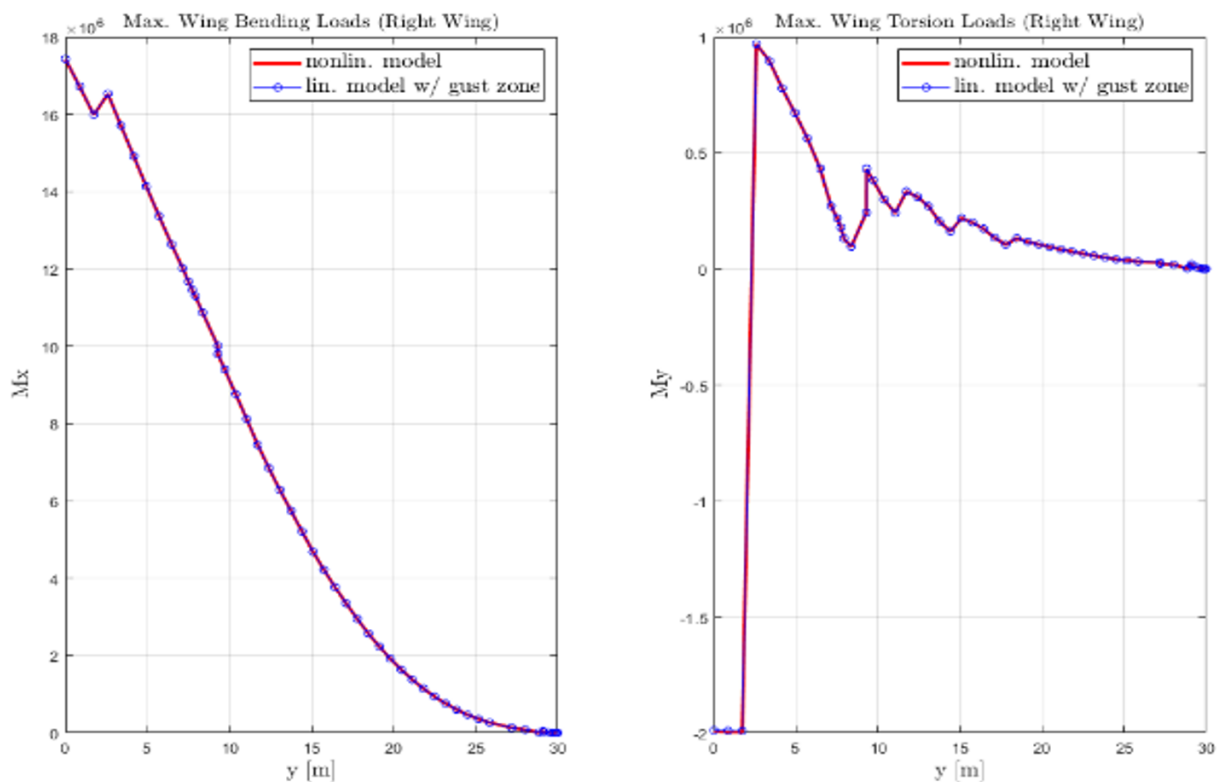
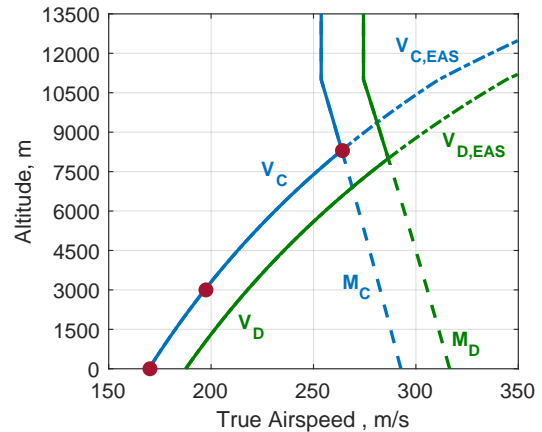
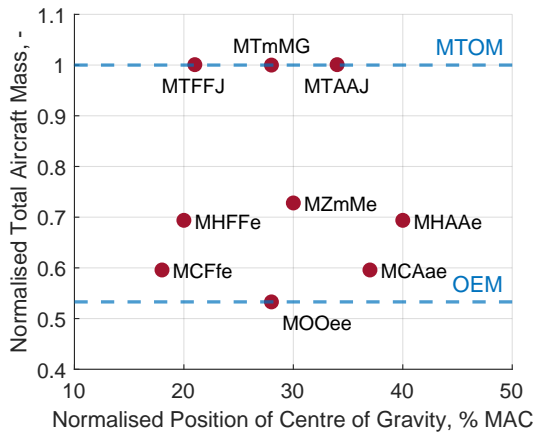


Bild 4.91: Vergleich der maximalen Biege- und Torsionsmomente an der rechten Flügelhälfte, berechnet mit ausgetrimmtem, nichtlinearem Modell sowie den zu diesem Flugpunkt und Massenfall dazugehörigen linearem Zustandsraummodell

neben klassischen flugdynamischen Parametern wie Fluglage, Raten und Geschwindigkeiten auch Beschleunigungen und -raten an diversen Strukturpunkten, wobei die Punkte über die gesamte Flugzeugstruktur gleichmäßig verteilt sind. Des Weiteren berechnet das Modell die globalen Schnittlasten sowie die aerodynamischen Scharniermomente an den Steuerflächen. Zur Validierung der linearen Modelle wurden Simulationen mit den linearen als auch den nichtlinearen Modellen durchgeführt und anschließend hinsichtlich des maximal auftretenden Biege- sowie Torsionsmoments verglichen. In Bild 4.91 ist dieser Vergleich für den rechten Flügel beispielhaft dargestellt. In Summe standen im Laufe des Projekts neun verschiedene Massenverteilungen, jeweils in Kombination mit drei verschiedenen Flughöhen, jeweils in Bezug zu einer Referenz-Fluggeschwindigkeit („Design Speed“ V_C) und zu je zwei Tragflügelkonfigurationen („Clean“ und „Airbrake Out“) zur Verfügung. In Summe konnte im Rahmen der Entwicklung der Reglerfunktionen somit auf 54 verschiedene Zustandsraummodelle zurückgegriffen werden. Die verfügbaren Flugpunkte und Massenverteilungen sind in Bild 4.92 zusammenfassend dargestellt.

Diese Zustandsraummodelle wurden für die potentielle Verwendung im Rahmen der hybriden Multiraten-Simulationsumgebung vom Institut für Flugsystemtechnik des DLR anschließend modifiziert. Die Modifikation der Modelle umfasste im Wesentlichen zwei Maßnahmen, die zu zwei unterschiedlichen Variationen der Originalmodelle führten: Neben einer formellen Anpassung der Schnittstellen ohne Eingriff in die Systemdynamik (Variante 1) konnte die Systemordnung



(a) Normalisierte Gesamtflugzeugmassen im Vergleich zur normalisierten Schwerpunktlage (b) Reference design speeds. Cruise Mach number $M_C = 0.86$; Dive Mach number $M_D = 0.93$; Design cruise speed $V_{C,EAS} = 170.00$ m/s; Design dive speed $V_{D,EAS} = 188.00$ m/s.

Bild 4.92: Verfügbare Flugpunkte und Massenfälle für den Reglerentwurf (rote Punkte)

aller verfügbaren Modelle in einem weiteren Schritt durch einen Modellreduktionsprozess auf weniger als 10 % der ursprünglichen Anzahl an Zuständen reduziert werden (Variante 2), was die Simulationsdauer pro zu untersuchendem Böenlastfall in nachfolgenden Simulations-Kampagnen potentiell minimierte. Die Bereitstellung eines solchen modellreduzierten Satzes an Flugzeugmodellen hat sich im Laufe des Projekts insbesondere im Hinblick auf die Untersuchung diverser Flugpunkte in Kombination mit unterschiedlichen Reglerkonzepten und Reglerkombinationen als nützlich erwiesen, da die Anzahl der zu berücksichtigenden Lastfälle schnell vierstellige Werte erreicht, was zu langen Simulationszeiten führt. Dabei ist im Rahmen der Evaluation der reduzierten Modelle darauf geachtet worden, die ursprüngliche Systemdynamik der originalen Linearmodelle bestmöglich zu erhalten, sodass zwischenzeitlich durchgeführte Evaluationskampagnen mit Reglerentwürfen unter Nutzung der reduzierten Flugzeugmodelle bereits zu aussagekräftigen Ergebnissen führten, ohne auf die nicht-reduzierten Flugzeugmodelle zurückgreifen zu müssen.

Da sich die Aktivitäten im Bereich der aktiven Lastabminderung in diesem Arbeitspaket auf die Minderung der Auswirkungen von diskreten Vertikalböen gemäß CS 25.341a der EASA-Zulassungsvorschriften konzentrieren, liegen gemäß ebendieser Vorschrift zeitveränderliche Böen vor, die zu jedem Zeitpunkt eine über die gesamte Spannweite des Flugzeugs (in lateraler Ausdehnung) konstante vertikale Windgeschwindigkeit aufweisen. Aufgrund dieser ausschließlich berücksichtigten Windcharakteristik beschränkt sich die böenseitige Anregung des Flugzeugs auf die Flugzeugbewegung in longitudinaler Richtung. Infolgedessen ist die gesamte Reglerarchitektur für die Böenlastminderung unter Vernachlässigung lateraler Effekte explizit für die longitudinale Teildynamik der XRF-1 entworfen worden. Dabei lässt sich die Architektur grob in zwei Bereiche unterteilen: Ein zentraler „Flight Control Computer“ (FCC) ist für die Implementation der zentralen Lastminderungsfunktionen vorgesehen. Der FCC wird durch die Installation der „Remote Electronic Units“ ergänzt. Letztere bieten die Möglichkeit, dezentrale und damit lokale Lastminderungsfunktionen direkt in den Flügel in unmittelbarer Nähe der Querruderaktuatorik zu implementieren. Die Reglerarchitektur des zentralen „Flight Control

Computers“ sieht sowohl die Implementation einer „Feedforward“-Reglerfunktion wie auch die einer „Feedback“-Reglerfunktion zur Böenlastminderung vor (siehe Bild 4.90). Der Entwurf und die Implementation dieser beiden Lastminderungsfunktionen erfolgte durch das Institut für Flugsystemtechnik des DLR. Beide Funktionen sind in Bild 4.93 im Vergleich dargestellt.

	Zentrale Reglerfunktionen	
Reglerfunktion	Feedforward GLA	Feedback GLA
Einbauort	Flight Control Computer	
Synthese- bzw. Optimierungsmethodik	Iteratives, semi-automatisches Tuning mittels H_{∞} -Kriterien direkt im zeitdiskreten Bereich	
Implementierung	zeitdiskret, $t_s = 0.010$ s (100 Hz)	
Reglerordnung	15	15
Zustandsschätzung	-	-
Scheduling	V_{TAS}	-
Genutzte Messkanäle	83 (Windschätzung)	3 (q , n_z und a_z am Außenflügel)
Aktuierte Steuerflächen	1 Elevatorpaar (sym.) + 2 Aileronpaare (sym.)	

Bild 4.93: Überblick über die zentralen Böenlastminderungsfunktionen für die XRF-1

Die Feedforward-Reglerfunktion nutzt als Messsignale Informationen über die im weiteren Zeitverlauf zu erwartende vertikale Windgeschwindigkeit. Der zu erwartende Verlauf der vertikalen Windgeschwindigkeit wird von einem Windschätzalgorithmus bereitgestellt, welcher zur Rekonstruktion des Windfeldes optische Messungen eines Lidar-Systems nutzt. Die Böenlastabminderung durch die Feedforward-Reglerfunktion basiert im Wesentlichen auf zwei Mechanismen: Die frühzeitige Detektion der Böe ermöglicht es, eine präventive Kompensation der zu erwartenden, böenbedingten Anstellwinkeländerung über Steuereingriffe zu realisieren. Diese Kompensation wird über die Einleitung einer Nickbewegung realisiert, vorrangig über die Betätigung des Höhenruders. Eine Anstellwinkeländerung geht mit einer Änderung der Auftriebsverteilung und damit zusätzlichen Strukturlasten einher. Die partielle Vorkompensation der zu erwartenden Anstellwinkeländerung reduziert somit die zusätzlich zu den bestehenden Trimmlasten auftretenden Strukturlasten merklich, unter Berücksichtigung einer erhöhten Belastung des Höhenleitwerks. Die Lastabminderung durch die partielle und präventive Kompensation der böenbedingten Anstellwinkeländerung (inklusive einer longitudinalen Lastverschiebung zum Höhenleitwerk) wird ergänzt durch eine laterale Verschiebung der Auftriebsverteilung am Hauptflügel, vorrangig umgesetzt durch die Generierung von Querruderkommandos.

An dieser Stelle ist zu beachten, dass sowohl das Höhen- als auch die Querruder vom zentralen „Feedback“-GLA-Regler ebenfalls zur Beeinflussung der Flugzeugreaktion auf die Böe genutzt werden, sodass diesbezüglich eine Überlagerung der individuellen Signalanteile beider Böenlastminderungsfunktionen vorgesehen ist. Der zentrale „Feedback-GLA“-Regler selbst kann potentiell auf Messsignale der IMU, auf verteilte Beschleunigungen diverser Strukturpunkte und Signale des „Air-Data-Systems“ zurückgreifen. Die Struktur des „Feedback-GLA“-Reglers

ist an dieser Stelle allerdings bewusst einfach gehalten worden, sodass dieser nur den vertikalen Lastfaktor N_z , die Drehrate q sowie eine Beschleunigung $a_{z,Wingtip}$ an der Flügelspitze als Messkanäle nutzt. Sowohl die „Feedforward“- als auch die „Feedback-GLA“-Reglerfunktion sind direkt im diskreten Zeitbereich mittels eines iterativen, semi-automatisierten Tunings unter Nutzung von Methoden der robusten Regelung synthetisiert worden. Die Implementation der diskreten Reglerfunktionen in die Simulink[®]-Umgebung der hybriden Multi-Raten Evaluationsumgebung erfolgt mit einer Abtastrate von 100 Hz (Abtastzeit 10 ms) als separate Module.

Die Lidar-basierte „Feedforward“-GLA-Reglerfunktion leitet (insbesondere über das Höhenruder) eine Nickbewegung ein, um die zu erwartende, böenbedingte Anstellwinkeländerung präventiv partiell zu kompensieren und die Lastantwort des Flugzeugs im Sinne kleinerer Strukturlasten zu verbessern. Dieses Manöver spiegelt sich naturgemäß (wie auch die Einflüsse der später auf das Flugzeug auftreffenden Böe selbst) in veränderten Werten der von potentiellen „Feedback“-Reglern genutzten Messsignalen wieder. „Feedback“-Regler sind bestrebt, durch eigene Steuerflächen-Kommandos derartige Änderungen zu kompensieren, womit sie letztlich neben den Einflüssen der Böe auch das gewollte und vom „Feedforward-Controller“ eingeleitete Manöver abschwächen würden. Um Derartiges zu verhindern, ist eine sogenannte Vorkompensation weiterer Bestandteil der Reglerarchitektur. Diesbezüglich ist zur Beschreibung der Funktionsweise und zur Darstellung des Einflusses auf das Lastminderungsverhalten eine Veröffentlichung in Planung [76].

Das (superponierte) Höhenruder-Positions-Kommando der beiden zentralen Böenlastminderungsfunktionen wird an ein nichtlineares Aktuatormodell weitergeleitet. Das Aktuatormodell wurde vom Institut für Flugsystemtechnik des DLR bereitgestellt, kann mit einer individuellen Linear-Dynamik versehen werden und darüber hinaus mit nichtlinearen Limits bzgl. der maximal erlaubten Steuerflächenausschläge als auch -raten beaufschlagt werden und wird dabei als „Continuous-Time“-Modell simuliert. Dabei stellt es dem Flugzeugmodell entsprechende Steuerflächenkommandos in Form von Positionen, Raten und Beschleunigungen zur Verfügung. Die (superponierten) Querruder-Positions-Kommandos hingegen werden in dieser Reglerarchitektur nicht direkt zu Aktuatormodellen geleitet, sondern erst zu den „Remote Electronic Units“ (REU). Jedem Querruder ist eine REU vorgeschaltet, welche sowohl sensorische wie auch aktierende Fähigkeiten besitzt. Räumlich sind die REU in der Nähe der Steuerflächen positioniert, messen dabei die lokalen Reaktionen des Flugzeugs in Form von Drehraten und Beschleunigungen am Tragflügel und stellen diese einer internen Lastminderungsfunktion zur Verfügung. Neben dem Vorteil der direkten Nähe der lokalen Sensorik zur Aktuatorik und den damit verbundenen niedrigen Latenzzeiten besitzt jede REU einen weiteren Vorteil: Drehraten und Beschleunigungen werden mit einer diskreten Abtastrate von bis zu 1 kHz abgetastet. Die angesteuerten Querruder-Aktuator-Modelle stammende von Liebherr Aerospace, stellen dem aeroelastischen Flugzeugmodell Signale in Form von Position, Rate und Beschleunigung des jeweiligen Querruders zur Verfügung und sind genau wie die vom Institut für Flugsystemtechnik bereitgestellte Lidar-Sensorik nebst Windschätzung über eine S-Function in die Simulink[®]-Umgebung eingebettet. Aufgrund der sehr detailliert modellierten inneren (nicht-linearen) Dynamik der Querruder-Aktuatormodelle müssen ebendiese mit einer relativ hohen Abtastrate simuliert werden. Limitierungen der Aktuator-Dynamiken ergeben sich stets aus der aktuellen Belastung der Steuerfläche (über die Rückkopplung des aktuell anliegenden Scharniermoments, welches jeweils als Flugzeugmodellausgang verfügbar ist) und sind somit von außen nicht beeinflussbar.

Im Rahmen dieses Projekts ist eine Veröffentlichung [77] entstanden, die sowohl eine ausführliche Darstellung der hybriden Multi-Raten Simulationsumgebung als auch der in dieser Umgebung eingebetteten Reglerarchitektur enthält.

4.7.8 Auslegungsworkflow für zentrale Basis-Reglerarchitektur

Eine detaillierte Beschreibung des Auslegungsworkflows, welcher in diesem Projekt für die Synthese der beiden zentralen Lastminderungsfunktionen verwendet worden ist, findet sich in [77, 78]. Erste Ergebnisse bzgl. der Auslegung eines Lidar-basierten Böenlast-Minderungsreglers für die „UseCase2“-Variante der XRF-1 aus dem Projekt InFlyTec sind darüber hinaus in [79] veröffentlicht worden. Die Veröffentlichung der erweiterten Ergebnisse der Untersuchungen zur XRF-1 unter Beachtung der besonderen und innovativen Reglerstruktur des Projekts INTELWI sind für das Jahr 2024 geplant. Der Reglerauslegungsworkflow selbst besteht aus einem „Preprocessing“-Teil, der das aeroelastischen Flugzeugmodell für den eigentlichen Reglerentwurfsprozess vorbereitet, die sich an das „Preprocessing“ anschließende Reglersynthese und darüber hinaus noch aus der danach erfolgenden Reglerevaluation („Postprocessing“).

Im Rahmen einer deutlich verbesserten institutsübergreifenden Interoperabilität der eingesetzten Werkzeuge und konkret im Sinne einer direkten Verarbeitung der vom Institut für Systemdynamik und Regelungstechnik bereitgestellten Linearmodelle der XRF-1 im Rahmen des Auslegungsprozesses, ist seitens des Instituts für Flugsystemtechnik eine Schnittstelle definiert worden, welche einen schnellen und vereinheitlichten Datenaustausch ermöglicht. Basis dieser Schnittstelle ist die Definition eines Datenpakets, welches das individuelle Flugzeugmodell und dazugehörige Metadaten beinhaltet. Das im individuellen Datenpaket enthaltene Flugzeugmodell und die dazugehörigen Metainformationen sowie weitere Zusatzinformationen (wie z.B. geometrische Angaben) können später von jedem Prozessmodul des Auslegungsworkflows standardmäßig eingelesen und je nach individueller Vorgabe bearbeitet werden. Die jeweilige Ausgabe ist ebenfalls standardisiert und wird automatisch an die nächsten Prozessschritte weitergegeben. Die Reihenfolge der zur Bearbeitung des Modells notwendigen Schritte wird vom Entwickler festgelegt. Gleiches gilt auch für die Festlegung der Optimierungskriterien. Damit sind bestehende Module innerhalb der vor der Reglersynthese notwendigen Modellprozessierung im Laufe der Projektlaufzeit deutlich erweitert und flexibilisiert worden. Die Erweiterungen ermöglichen eine deutlich modularisiertere Abfolge von Modellumbauprozessschritten und eine umfangreichere Definition der für die jeweilige Analyse genutzten mehrdimensionalen Reglerzielfunktionen.

Die Hauptbestandteile des „Preprocessings“ umfassen insbesondere eine Anpassung der aeroelastischen Flugzeugmodelle an die Bedürfnisse der Regleroptimierungsziele (bzgl. des jeweiligen „Feedforward“- oder „Feedback“-Reglers), eine Modellreduktion zur deutlichen Reduktion der zu erwartenden Synthesezeiten und eine sich an die vorhergehenden Prozessschritte anschließende Diskretisierung. Dieser Prozess sieht dabei zu Anfang eine Reduktion der Modellein- und Modellausgänge auf ein benötigtes Mindestmaß vor. Dieses Mindestmaß umfasst alle Eingänge und Ausgänge, die notwendig sind, um die vom Entwickler zu Anfang des Prozesses definierten Optimierungskriterien abbilden zu können, die später notwendigen Steuereingänge bereitstellen zu können und darüber hinaus alle relevanten Ausgänge zur ersten Beurteilung der Leistungsfähigkeit der jeweiligen Reglerfunktion bereitstellen zu können. Letztlich führen diese Anforderungen auf der einen Seite zu einer deutlichen Reduktion der zu Anfang

vorhandenen über 200 Eingänge und über 7000 Ausgänge, andererseits müssen fehlende Modellbestandteile zum Modell hinzugefügt werden. Da die spätere Reglersynthese mittels Methoden der optimalen Regelung in Abhängigkeit der Größe des Optimierungsproblems sehr rechenintensiv werden kann, erfolgen weitere Prozessschritte im Sinne einer deutlichen Verkleinerung der Modellordnung mittels diverser Methoden der Modellreduktion. Dabei ist der mehrstufige Prozess derart ausgelegt, dass die originäre Eigendynamik des Ursprungsmodells möglichst erhalten bleibt. Vor der Synthese der Reglerfunktion erfolgt darüber hinaus eine Diskretisierung des Modells sowie eine Modellerweiterung durch (Hinzufügen von Lidar-Sensoreigenschaften im Falle des „Feedforward“-Reglers und) einer zusätzlichen Aktuatordynamik.

Der semi-automatisierte Reglerentwurfprozess umfasst über die Modellprozessierung und die Reglersynthese hinaus auch eine sich direkt an die Regleroptimierung anschließende und rein MATLAB[®]-basierte erste Reglerevaluation. Dabei konnte ein Prozessmodul etabliert werden, welches eine schnelle Evaluation der Lastminderungsleistung für Böenlasten auf Basis der Design-Modelle durchführt. Dies erlaubt es, in weniger als einer halben Stunde einen ersten, aber umfassenden Einblick in die Leistung des aktuellen Reglerentwurfs zu bekommen. Eine deutlich detailliertere Evaluation der Reglerperformance, auch im Verbund mit weiteren Reglern und unter Beachtung nichtlinearer Modellbestandteile erfolgt im Rahmen des Einsatzes der hybriden Multi-Raten Simulationsumgebung, die im vorherigen Kapitel beschrieben worden ist, und mit Hilfe dessen die nachfolgenden Lastminderungsergebnisse ermittelt worden sind.

4.7.9 Lastminderungsergebnisse der zentralen Reglerfunktionen

XRF-1 UseCase 2 Modellversion 4 (Uc2v4)						
Massenverteilungen	Flughöhen	Auslegungspunkte			Trimbedingungen	Steuerflächen-Konfigurationen
		Design Speed	True Airspeed	Mach-Zahl		
MCAae MCFfe MHAAe MHFFe MOOee MTAAJ MTFFJ MTmMG MZmMe	0.0 m	V_c	170.00 m/s	0.500	steady horizontal flight	clean, airbrake-out
	3000.0 m	V_c	197.34 m/s	0.601		
	8300.0 m	V_c	264.26 m/s	0.861		

Bild 4.94: Überblick über die zur Evaluation genutzten Flugzeugmodelle der XRF-1

Der mit Hilfe robuster Regelungsmethoden im Rahmen des im vorherigen Kapitel beschriebenen Auslegungsworkflows entwickelte „Feedforward-Controller“ liegt final als diskretes „State-Space“-System niedriger Ordnung vor (siehe Tabelle in Bild 4.93). Verarbeitet werden vom Regler ausschließlich Windinformationen, die seitens der Windschätzung frühzeitig bereitgestellt werden. Durch die Abtastung per Laser der sich vor dem Flugzeug befindlichen Atmosphäre stehen die Informationen über die vertikalen, böeninduzierten Windgeschwindigkeiten bereits über eine halbe Sekunde vor dem eigentlichen Auftreffen der Böe auf das Flugzeug zur Verfügung. Die frühzeitige Kenntnis über die zu erwartenden Störungen ermöglicht es dem Regler,

präventive Kommandos für die Steuerflächen zu generieren. Letztlich wird dadurch ein Manöver eingeleitet, welches zu einer Trajektorienänderung des Flugzeugs führt. Das Flugzeug wird auf den anstehenden Böenimpact vorbereitet, indem die zu erwartende Anstellwinkeländerung (mit einhergehender Änderung der Auftriebsverteilung am Flügel) im Vorfeld teilkompensiert wird. Der „Feedback-GLA“-Regler ist ebenfalls unter Zurhilfenahme des Auslegungsworkflows und robuster Optimierungsmethoden synthetisiert worden, und liegt final ebenfalls als diskretes „State-Space“-Modell niedriger Ordnung vor (siehe Tabelle in Bild 4.93). Beide Reglerfunktionen sind unabhängig voneinander dahingehend optimiert worden, das Biegemoment am Tragflügel zu senken, insbesondere an der kritischen Flügelwurzel. Angesteuert werden von beiden Reglern die Höhenruder als auch alle zur Verfügung stehenden Querruder.

XRF-1 UseCase 2 Modellversion 4 (Uc2v4)							
Regler-konfiguration	Regler-bezeichnung	Regler-version	Verwendete Steuerflächen				
			Elevators	Ailerons	Spoiler	Flaps	Tabs
Open-Loop	-/-	-/-	-/-	-/-	-/-	-/-	-/-
Lidar-basierte Feedforward GLA	DLR FT XRF-1 GLA FF	v3d0_LLI	2 von 2	4 von 4	-/-	-/-	-/-
Feedback GLA	DLR FT XRF-1 GLA FB	v2d0_LLI	2 von 2	4 von 4	-/-	-/-	-/-
Lidar-basierte Feedforward GLA + Feedback GLA + Vorkompensation	DLR FT XRF-1 GLA FF + DLR FT XRF-1 GLA FB	s.o.	2 von 2	4 von 4	-/-	-/-	-/-

Bild 4.95: Überblick über die evaluierten Reglerkonfigurationen des zentralen FCC

Auf Basis der beiden Reglerfunktionen sind mit Hilfe der hybriden Multi-Raten Simulationsumgebung insgesamt drei verschiedene zentrale (FCC-basierte) Reglerkonfigurationen untersucht worden. Über den Vergleich zwischen dem vom Institut für Flugsystemtechnik des DLR entwickelten Lidar-basierten „Feedforward-GLA“-Regler und den „Open-Loop“-Simulationen hinaus wurden zwei weitere Regler-Konfigurationen evaluiert, im Detail der „Feedback“-Regler ohne weiteren Regler und ergänzend dazu noch die parallele Simulation von Lidar-basiertem „Feedforward-GLA“-Regler plus „Feedback-GLA“-Regler inklusive Vorkompensation. Die insgesamt drei zur Verfügung stehenden Reglerkonfigurationen (plus die „Open-Loop“-Konfiguration) sind in der Tabelle in Bild 4.95 zusammengefasst.

Zu den Randbedingungen bei der Evaluation gehört auch die Berücksichtigung von Steuerflächenlimitierungen. Bei diesen muss zwischen zwei verschiedenen Arten unterschieden werden, wie in der Tabelle in Bild 4.96 ersichtlich wird. Die von beiden Reglerfunktionen potentiell angesteuerten Höhenruder sowie Querruder sind mit individuellen Limitierungen in den Simulationen versehen. Die kinematische Limitierung der Aktuatorik ist von nur für die GLA-Funktion vorgesehenen Limits zu unterscheiden, wobei letztere zur Begrenzung der Autorität der GLA-Funktionalität im Allgemeinen direkt im FCC hinterlegt sind. In diesem Fall wird nur die Bandbreite der Höhenruder-Aktuatorik durch die GLA-Limitierung im FCC hinsichtlich der erreichbaren Position zusätzlich begrenzt. Die den Simulationen zugrunde gelegten Limi-

tierungen richten sich nach den in dem zum Projekt InFlyTec gehörenden Referenzdokument dargestellten und anzunehmenden Aktuatorbandbreiten.

XRF-1 UseCase 2 Modellversion 4 (Uc2v4)				
Steuerflächen	Aktuatorlimits		GLA Function Limits	
	Position	Rate	Position	Rate
Elevators	± 25°	± 50°/s	± 20°	± 50°/s
Ailerons	+ 40° / -20°	lastabhängig	± 20°	± 50°/s

Bild 4.96: Überblick über die Aktuatorlimitierungen der XRF-1

Um eine aussagekräftige Einschätzung der Performance der Reglerkonfigurationen zu bekommen, muss eine repräsentative Auswahl an Lastfällen bei der Evaluation Berücksichtigung finden. Die Evaluation der Lastminderungsperformance ist auf Basis von 216 Lastfällen je Reglerkonfiguration durchgeführt worden. Die 54 zur Verfügung gestellten Flugzeugmodelle (siehe Tabelle in Bild 4.94) sind jeweils an insgesamt 4 Böenfällen erprobt worden. Bei den Simulationen variierte die Böenlänge in 4 diskreten Schritten zwischen 9m und 107 m. Jede Böe lag dabei ausschließlich als „upwards“-Böe vor. Eine Übersicht über die genutzten Böenlastfälle ist in Tabelle in Bild 4.97 ersichtlich.

XRF-1 UseCase 2 Modellversion 4 (Uc2v4)				
Böenlänge		Böenrichtungen		
9.00 m	29.53 ft.	upwards / downwards		
40.00 m	131.23 ft.			
76.00 m	249.34 ft.			
107.00 m	351.05 ft.			

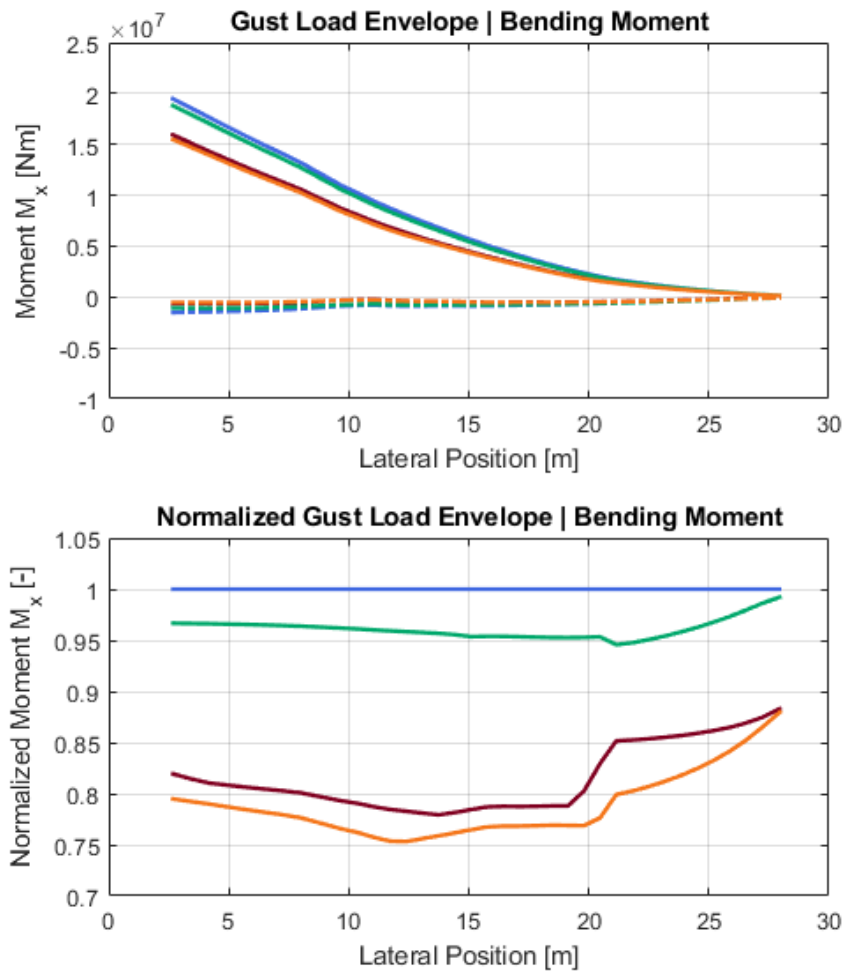
Bild 4.97: Überblick über die zur Evaluation genutzten Böenfälle

Im Fokus des Arbeitspakets steht vorrangig die Verbesserung des Lastverhaltens am Tragflügel, speziell des Biegemomentenverlaufs und bei diesem die Reduktion des Momentenwerts an der Flügelwurzel. Da bei diesem Reglerentwurfsprozess ausschließlich Böenfälle mit über der gesamten Spannweite konstanten Vertikalgeschwindigkeiten betrachtet wurden, und damit stets diesbezüglich eine symmetrische Störanregung vorlag, sind im Folgenden (siehe Ergebnisplots auf den nächsten Seiten) ausschließlich Ergebnisse des rechten Tragflügels (bzgl. der Sicht in Flugrichtung) dargestellt.

Insgesamt reduzieren alle simulierten Reglerkonfigurationen die Biegemomente am Tragflügel gegenüber der unregelmäßigen Konfiguration, und zwar über die gesamte Halbspannweite (siehe Bild 4.98) hinweg. Das erzielte Böenlastabminderungsniveau fällt allerdings deutlich unterschiedlich aus. Der reine „Feedback-GLA“-Regler erzielt lediglich ca. 3 % Lastabminderung an der Flügelwurzel und maximal ca. 5 % Lastabminderung im weiteren Verlauf des Biegemoments gegenüber dem unregelmäßigen Flugzeug. Der Lidar-basierte „Feedback-GLA“-Regler alleine erreicht an der Flügelwurzel im Biegemoment eine Reduktion des positiven Biegemoments von ca. 18 %. Im Verlauf der weiteren Halbspannweite werden die maximalen Biegemomente sogar um bis zu ca. 22 % abgemindert. Der Einsatz einer Kombination von Lidar-basiertem

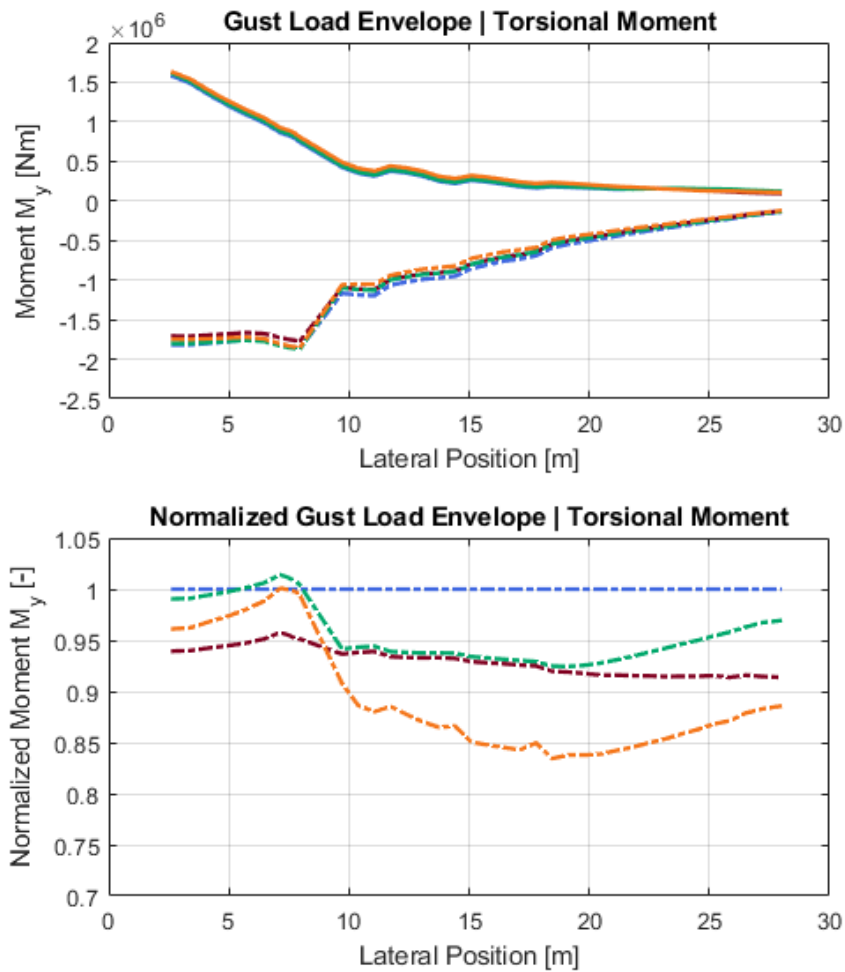
„Feedforward-GLA“-Regler und „Feedback-GLA“-Regler führt am Tragflügel zu einer nochmals deutlicheren Verringerung der auftretenden maximalen Biegemomente. An der Flügelwurzel kann eine Verringerung des Biegemoments von über 20 % erreicht werden, im Verlauf der Halbspannweite verbessert sich die Lastabminderung bezüglich der Biegemomente sogar auf bis zu ca. 25 %. Die Potentiale der jeweils unabhängig voneinander entwickelten Reglerfunktionen in Form des Lidar-basierten „Feedforward-GLA“-Reglers sowie des „Feedback-GLA“-Reglers konnten damit nahezu verlustfrei miteinander kombiniert werden.

Im unregelten Fall wird sowohl an der Flügelwurzel als auch über die gesamte Halbspannweite das betragsmäßig größere Torsionsmoment in negativer Drehrichtung erzeugt, womit die negative Drehrichtung (anders als beim Biegemoment) an dieser Stelle als dominierend (im Sinne der strukturellen Dimensionierung) angenommen wird. Insgesamt reduzieren tendenziell alle simulierten Reglerkonfigurationen die Torsionsmomente am Tragflügel gegenüber der unregelten Konfiguration, und zwar nahezu über die gesamte Halbspannweite (siehe Bild 4.99) hinweg. Nur im Bereich der Triebwerksaufhängung (bei ca. 8 m Spannweite) erhöht sich das Torsionsmoment um maximal 2 % im Falle der „Feedback-GLA“-Reglerkonfiguration bzw. um weniger als 1 % im Falle der Kombination von „Feedback-GLA“-Funktion und Lidar-basierter GLA-Funktion. Auffällig ist auch an dieser Stelle, dass die Kombination beider Reglerfunktionen ebenfalls zu einer Addition der Lastminderungspotentiale bzgl. des Torsionsmoments führt, was an der Flügelwurzel als auch zwischen Triebwerksaufhängung und Flügelspitze zu einer abermalig deutlichen Verbesserung des Torsionsmoments bis zu maximal 16 % führt. Im Bereich der Triebwerksaufhängung kann die Verschlechterung des Torsionsmoments durch die „Feedback-GLA“-Funktion durch Kombination beider Regler immerhin fast bis auf das Niveau der unregelten Konfiguration abgeschwächt werden.



Im Detail sind die Verläufe für das **Biegemoment** dargestellt, oben in absoluter und unten in normalisierter Form. Die für die Normalisierung benötigten Referenzwerte wurden vom **ungeregelten Flugzeug** erzeugt, weshalb diese Werte in normalisierter Form in den Diagrammen konstant eins sind. Durchgängige Linien beziehen sich auf die Lastenvelopen maximaler Werte, gestrichelte Linien auf die Lastenvelopen minimaler Werte. Im unteren Diagramm sind die (betragsmäßig durchgehend größeren) Maximalwerte aller Reglerkonfigurationen mit Hilfe der Maximalwerte der ungeregelten Konfiguration normalisiert.

Bild 4.98: Ergebnisse der Lastevaluation bezüglich des Verlaufs des Biegemoments am rechten Tragflügel



Im Detail sind die Verläufe für das **Torsionsmoment** dargestellt, oben in absoluter und unten in normalisierter Form. Die für die Normalisierung benötigten Referenzwerte wurden vom **ungeregelten Flugzeug** erzeugt, weshalb diese Werte in normalisierter Form in den Diagrammen konstant eins sind. Durchgängige Linien beziehen sich auf die Lastenvelopen maximaler Werte, gestrichelte Linien auf die Lastenvelopen minimaler Werte. Im unteren Diagramm sind die (betragsmäßig durchgehend größeren) Minimalwerte aller Reglerkonfigurationen mit Hilfe der Minimalwerte der unregelmäßig Konfiguration normalisiert.

Bild 4.99: Ergebnisse der Lastevaluation bezüglich des Verlaufs des Torsionsmoments am rechten Tragflügel

4.7.10 Dezentrale Reglerarchitektur

Im Arbeitspaket 2.3.3 wurde am Institut für Systemdynamik und Regelungstechnik eine dezentrale Reglerarchitektur zur Böenlastabminderung entwickelt. Bei dieser dezentralen Regelungsarchitektur besteht das Konzept daraus, dass „Remote Electronic Units“ (REU) in der Nähe der Aktuatoren der Querruder positioniert sind. Diese sind mit „Inertial Measurement Units“ (IMU) zur Beschleunigungsmessung sowie einer „Processing Unit“ ausgestattet. Dadurch können Regelgesetze lokal auf der REU implementiert werden, und es kann mit einer hohen Taktrate und einer geringen Verzögerung gearbeitet werden [80].

In Bild 4.100 ist das Konzept vereinfacht dargestellt. Die angenommene Architektur besteht aus einem Flügel mit vier Querrudern (zwei auf jeder Seite), die jeweils mit einer REU in der Nähe des Aktuators ausgestattet sind (vgl. Bild 4.100 a)). Die REUs erhalten Kommandos (primäre Flugsteuerung) vom „Flight Control Computer“ (FCC) und führen ebenso die dezentrale Regelung zur Lastabminderung durch. Eine Schematik der REU ist in Bild 4.100 b) zu sehen. Das Regelgesetz, das in den REUs zur Lastabminderung verwendet wird, ist in Bild 4.100 c) dargestellt. Es handelt sich um einen PI-Regler, der als Eingang die flexiblen Beschleunigungen des Flügels an der jeweiligen REU-Position verwendet. Die flexible Beschleunigung wird berechnet aus der gemessenen z-Beschleunigung der REU abzüglich der Beschleunigung an der REU-Position durch die Starrkörperdynamik des Flugzeugs. Der Regler der REU kommandiert dann den Ausschlag des entsprechenden Querruders. Somit wird mit einem Querruderausschlag der böen-induzierten Beschleunigung des Flügels entgegengewirkt. Die Optimierung der Regelparameter der vier REUs wird im Folgenden beschrieben.

Optimierung der Regelparameter Die Regelparameter der REUs wurden optimiert mit dem Ziel der Reduktion der flexiblen Beschleunigungen des Flügels. Durch eine Verringerung der böen-induzierten Beschleunigungen wird der Flügel weniger stark ausgelenkt und die Strukturlasten reduzieren sich. Die Strecke in der Simulation besteht aus einem Modell

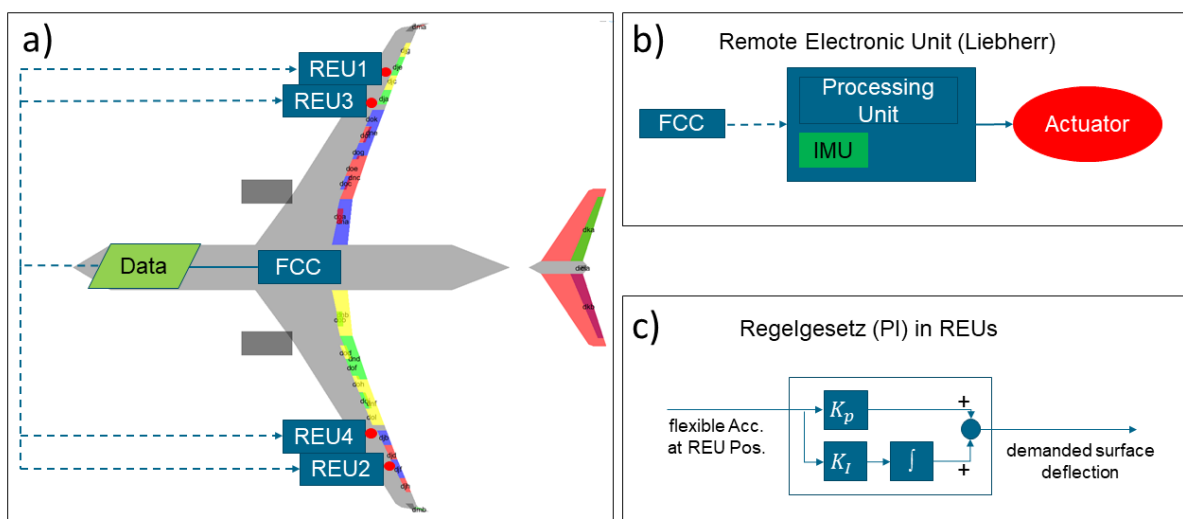


Bild 4.100: Konzept der dezentralen Regelung mit REUs

der XRF-1 Forschungskonfiguration sowie Aktuatoren. Es wurden die bereits beschriebenen 54 Zustandsraummodelle verwendet, die für verschiedene Massenverteilungen, Flugpunkte und Steuerflächenkonfigurationen abgeleitet wurden und das nichtlineare XRF-1 Modell sehr gut annähern. Die Aktuatoren wurden mit einem von Liebherr-Aerospace bereitgestellten Modell simuliert. Der Böeninput wird mit vier verschiedenen Böengradienten aus der Spanne von 9 m bis 107 m, die in der CS-25 definiert ist, simuliert. Die vier lokalen Regelkreise werden durch die vier Regelgesetze der REUs geschlossen. Für die Optimierung der Regelparameter müssen Optimierungskriterien definiert werden, die ein gewünschtes Verhalten der Regelung möglichst gut in skalaren Werten beschreiben. Dazu wurden die folgenden Kriterien definiert:

- Flexible z-Beschleunigung an der REU-Position
- Integral der flexiblen z-Beschleunigung über die Zeit
- Position der Steuerfläche
- Integral der Steuerflächenposition über die Zeit
- Rate der Steuerfläche
- „Modulus Margin“ (berücksichtigt Amplituden- und Phasenreserve)
- Minimale Dämpfung des geschlossenen Regelkreises

Der Optimierungsprozess wurde mit dem DLR-SR Tool für „Multi-Objective Parameter Synthesis“ (MOPS) durchgeführt und lief iterativ ab, was bedeutet, dass zunächst mit einem Zustandsraummodell zur Darstellung der Flugzeugdynamik optimiert wurde und dann sukzessive weitere Modelle hinzugezogen wurden, um Regelparameter zu bestimmen, die für alle Flugpunkte gültig sind. Dies hat den Grund, dass die Verwendung aller Zustandsraummodelle bei der Optimierung eine zu hohe Rechenzeit bedeuten würde.

Aufgrund der Symmetrie der Flugzeugkonfiguration sind die Parameter der REUs der rechten Seite identisch mit den Parametern der REUs auf der linken Seite.

Ergebnisse des dezentralen Böenlastabminderungssystems Die Auswertung erfolgt mit allen definierten Analysefällen, die in Bild 4.101 dargestellt sind. Mit den neun Massenverteilungen, den drei Flugpunkten und den zwei Steuerflächenkonfigurationen ergeben sich die 54 bereits erwähnten Zustandsraummodelle. Diese werden zusätzlich noch mit vier Böengradienten kombiniert, wodurch sich 216 Analysefälle ergeben.

Mit den optimierten Parametern ergeben sich so die folgenden Ergebnisse aus der Simulation:

Hinsichtlich der Stabilität der Regelkreise wird vor allem das Modulus Margin betrachtet. Dazu werden die Nyquist-Plots von allen 216 Analysefällen in einem Diagramm dargestellt. Diese Diagramme sind jeweils für die innere (a)) und äußere REU (b)) in Bild 4.102 gezeigt. Das „Modulus Margin“ kann als Radius um den kritischen Instabilitätspunkt ($-1j0$) beschrieben werden. Es ist zu sehen, dass die Forderung eines Modulus Margins > 0.5 mit den optimierten Parametern eingehalten werden kann.

In Bild 4.103 sind in blau die 216 Analysefälle im „Open-Loop“-Fall zu sehen, also ohne Böenlastabminderung. Dahingegen sind in Rottönen die Analysefälle mit aktivem dezentralen Böenlastabminderungssystem zu sehen. Gut zu erkennen ist, dass sich die auftretenden Beschleunigungen mit dem Böenlastabminderungssystem deutlich reduzieren. Zum Einen reduzieren sich die auftretenden Maximalbeschleunigungen, zum Anderen zeigt sich auch ein deutlich verbessertes Abklingverhalten der Schwingung. In Bild 4.104 sind die Verläufe ohne Böenlastab-

Analysefälle							
Massenverteilungen	Flughöhen	Auslegungspunkte			Trimbedingungen	Steuerflächen-Konfigurationen	Böengradient
		Design Speed	True Airspeed	Mach-Zahl			
MCAae MCFfe MHAAe	0.0 m	V_C	170.00 m/s	0.500	steady horizontal flight	clean	9 m
MHFFe MOOee	3000.0 m	V_C	197.34 m/s	0.601			40 m
MTAAJ MTFFJ	8300.0 m	V_C	264.26 m/s	0.861		airbrake out	76 m
MTmMG MZmMe							107 m

Bild 4.101: Verwendete Analysefälle in der Auswertung

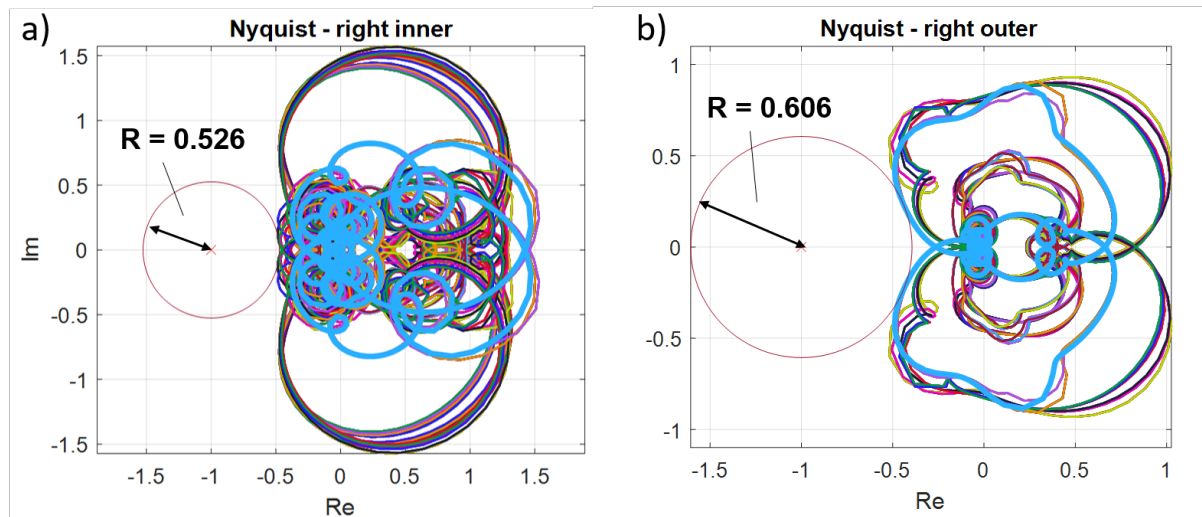


Bild 4.102: Beschleunigung an äußerer REU

minderung zu der blauen Silhouette zusammengefasst. Ebenso sind die Kurven mit aktivem dezentralen Böenlastabminderungssystem mit der roten Silhouette dargestellt. Hier treten die Unterschiede stärker hervor und die Beschleunigungsreduktion ist gut zu erkennen. Die positiven Beschleunigungen werden um 48.4 % und die negativen um 56.4 %.

Durch die reduzierte Beschleunigung des Flügels werden ebenfalls die böen-induzierten Lasten auf den Flügel reduziert. Dies äußert sich unter anderem durch ein verringertes Biegemoment an der Flügelwurzel. Dies ist in Bild 4.105 dargestellt. Hier sind erneut die 216 Analysefälle mit den optimierten Regelparametern ausgewertet und dann als Silhouette gezeigt (rot). Die blaue Silhouette fasst die 216 Analysefälle ohne aktive Regelung zusammen. Es zeigt sich, dass sich der Maximalwert des Flügelwurzelbiegemoments um 13.7 % durch das dezentrale Böenlastabminderungssystem reduziert.

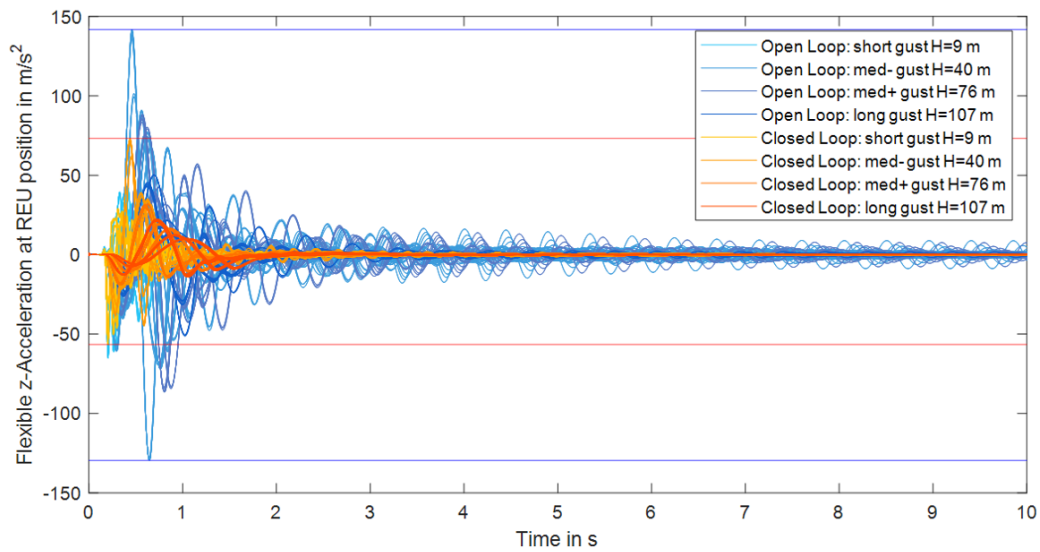


Bild 4.103: Beschleunigung an äußerer REU ohne und mit Böenlastabminderungssystem dargestellt für jeweils 216 Analysefälle

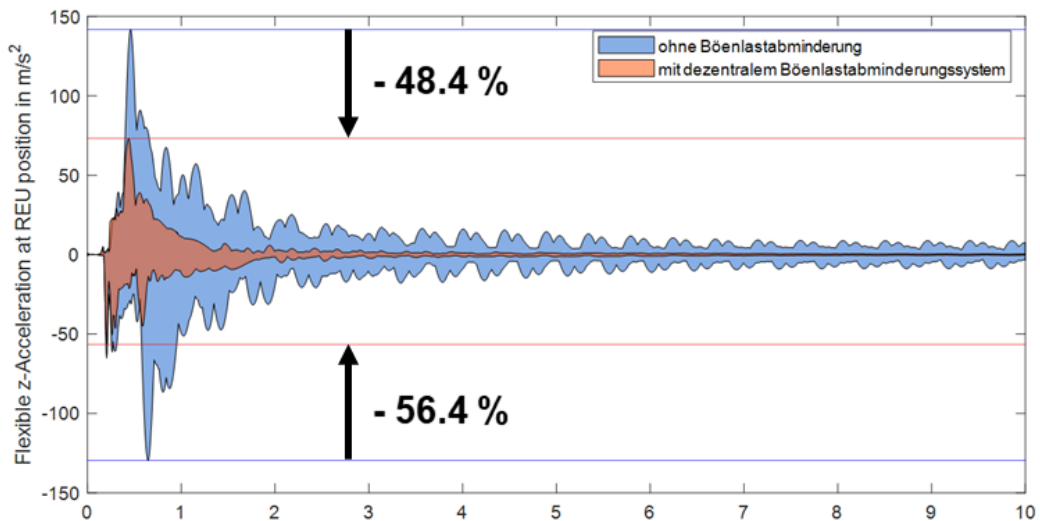


Bild 4.104: Beschleunigung an äußerer REU dargestellt als Silhouetten

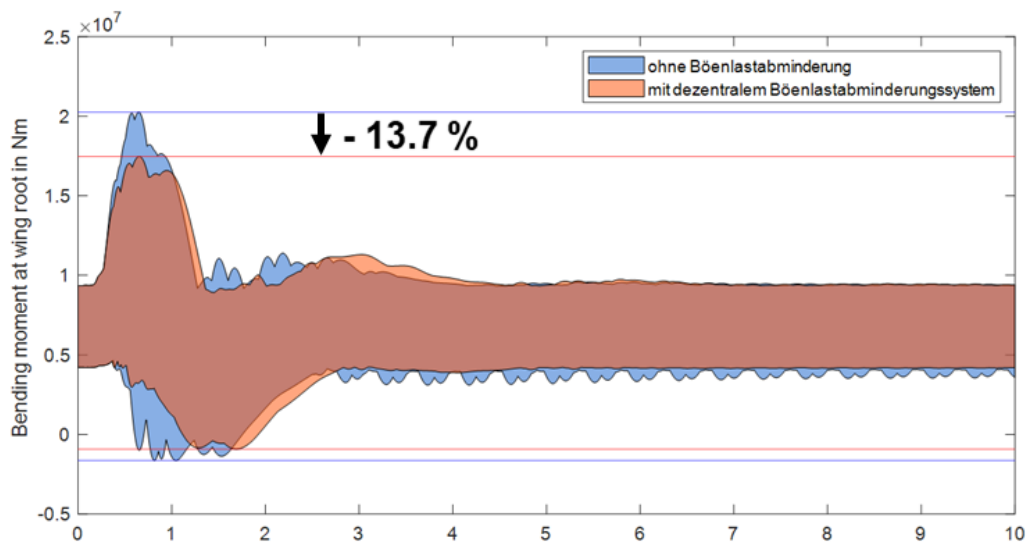


Bild 4.105: Flügelwurzelbiegemoment ohne und mit Böenlastabminderungssystem

4.8 AP 3.1 „Use Case Cruise“ - Intelligente Lastabminderung

Ziel des Arbeitspakets 3.1 ist die Integration ausgewählter Lastabminderungstechnologien aus HAP 2 in den hochgestreckten Flügel der in AP 1.3 entworfenen Referenzkonfiguration. Mit der Einführung der aktiven Manöverlastabminderung (MLA) werden die strukturdimensionierenden Lasten minimiert, so dass eine Reduktion der Flügelstrukturmasse erreicht wird. Gleichzeitig werden die Steuerflächen an der Flügelhinterkante zur Anpassung der spannweiten Lastverteilung im Reiseflug eingesetzt, um die aerodynamische Leistung zu verbessern. Der positive Effekt beider Ansätze auf die Kraftstoffeffizienz einer solchen, lastadaptiven Konfiguration wird im Folgenden untersucht und quantifiziert.

Den genannten Arbeiten vorangestellt wird in den Abschnitten 4.8.1 und 4.8.2 zunächst eine Studie zum Streckungseinfluss auf das Flatterverhalten hochgestreckter Flügel beschrieben.

4.8.1 Definition der Anforderungen

Die in diesem Abschnitt beschriebenen Arbeiten dienen der Unterstützung der Projektpartner mittels der Bereitstellung von Simulationsmodellkomponenten, welche im Folgenden als gemeinsame Basis genutzt wurden. Dies beinhaltet die folgenden Teilschritte:

- Aufbereitung des Datensatzes
- Erstellung der Modellkomponenten
- Definition der Lastfälle
- Lastenrechnungen
- Strukturoptimierung
- Auslieferung an die Projektpartner

Umgesetzt wurden die beschriebenen Arbeiten unter zur Hilfenahme der vom DLR-Institut für Aeroelastik entwickelten Simulations- und Optimierungskette cpacs-MONA. Diese Kette bietet einen Vielzahl von Teilroutinen, welche im Einzelnen in Bild 4.106 dargestellt sind.

Als Basis für die Arbeiten wurde der vom DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik in AP 1.3 erzeugte CPACS-Datensatz verwendet. Dieser beschreibt die Geometrie des Flugzeuges, die Massenfallkonfigurationen, die Strukturtopologie und andere Teilaspekte. Der Datensatz wurde für die Verwendung von cpacs-MONA aufbereitet und durch routinenspezifische Eingaben erweitert. Die Teilkomponenten des Modellgenerierungsprozesses sind in Bild 4.107 dargestellt.

Da die ausgelieferte Konfiguration als Referenz dienen sollte, wurden im Rahmen des Auslegungsprozesses keine Lastabminderungstechnologien eingesetzt. Des Weiteren wurde der CFK-Lagenaufbau als vom Projektpartner geliefert betrachtet. Daher wurden nur die Dicken der Schalenelemente der tragenden Strukturen optimiert.

Die für den Auslegungsprozess gerechneten Lastfälle werden in Tabelle 4.29 angegeben. Die aufgeführten Lastfälle wurden jeweils in Kombination mit sechs verschiedenen Massenkongfigurationen gerechnet. An dieser Stelle sei darauf hingewiesen, dass aufgrund des deutlich höheren Rechenaufwandes für die dynamischen Böensimulationen, die Anzahl der betrachteten Geschwindigkeiten und Höhen für diese Simulationen reduziert wurde. Die aus der Simulation gewonnen Lastenverteilungen wurden auf signifikante Datensätze reduziert und für die Strukturoptimierung des Flügels verwendet. Auf struktureller Seite wurde für die Optimierung



Bild 4.106: Ablaufdiagramm der cpacs-MONA-Kette

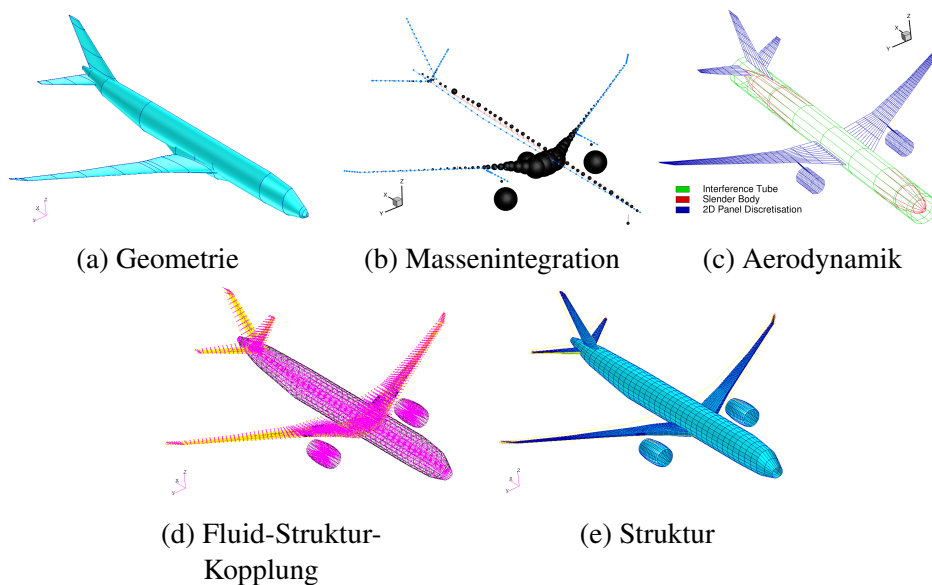


Bild 4.107: Modellkomponenten als Ergebnis des Auslegungsprozesses cpacs-MONA

ausschließlich eine maximale Dehnung als Zwangsbedingung angewendet. Hierbei wurden Zug, Druck und Verzerrung auf $4000\mu\text{m}/\text{m}$, $-3500\mu\text{m}/\text{m}$, beziehungsweise $8000\mu\text{m}/\text{m}$ begrenzt. Als Zielfunktion wurde die Minimierung des primären Strukturgewichtes formuliert. Die Querruderumkehr wurde in einem gesonderten Schritt überprüft und final durch eventuelles lokales

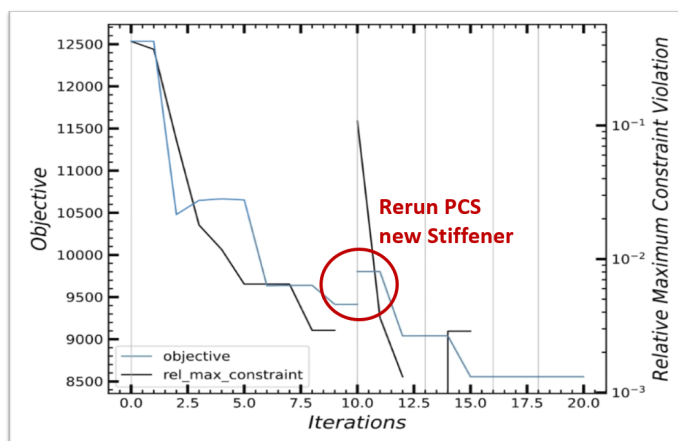
Aufdicken der Häute gewährleistet.

Die Konvergenz der Strukturoptimierung ist in Bild 4.108a für die rechte Seite des Flügelkastens dargestellt. Jeder grau vertikale Strich entspricht hierbei einem Lastenzyklus, d.h. einer erneuten Berechnung der Lasten, sowie einzelner Massenkomponenten. Die primäre Flügelstruktur konvergiert hierbei bereits nach wenigen Zyklen zu einem stationären Endergebnis von 8500kg, bei Einhaltung aller struktureller Zwangsbedingungen. Das Ergebnis des Auslegungsprozesses ist für die rechte Seite des Flügelkastens exemplarisch in Form der Schalendickenverteilung in Bild 4.108b dargestellt.

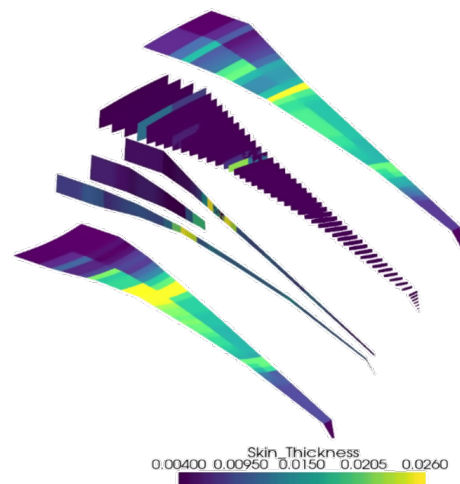
Alle beschriebenen Komponenten - optimierte Strukturen, Massenintegrationen, aerodynamische Modellierung und Fluid-Struktur-Kopplung - wurden inklusive einer Minimaldokumentation auf der projekteigenen Teamsite den Projektpartnern bereitgestellt. In den anschließenden Arbeiten diente die vorgestellte Konfiguration als Basis zur Evaluierung des Lastabminderungspotenzials. Hierbei wurden explizit die Auswirkungen von statischer Manöverlastabminderung (MLA) und dynamischer Böenlastabminderung (GLA) auf die Strukturmasse untersucht.

Statische Manöver	Flughöhe in m	0.0, 1000.0, 2000.0, 4000.0, 6000.0, 6461.0, 7417.0, 8000.0, 8277.9, 10668.0, 12500.0, 13106.4
	Typ	2.5 g pull up, -1.0 g push down, beschleunigte Rolle, Rolle mit konstanter Geschwindigkeit, beschleunigtes Gieren
	Geschwindigkeiten	$V_{MO} / Ma_{MO}, V_D / Ma_D, V_A, V_S$
Dynamische Böen	Flughöhe in m	0.0, 4000.0, 8000.0
	Gradienten in m	50, 60, 70
	Geschwindigkeiten	V_{MO}
	Richtung	Vertikal

Tabelle 4.29: Für den Auslegungsprozess definierte Lastfälle.



(a) Konvergenzverlauf



(b) Schalendickenverteilung in m

Bild 4.108: Ergebnis Strukturoptimierung rechte Seite des Flügelkastens.

4.8.2 Untersuchungen zum Parameterraum (Design Space Exploration)

Im Rahmen des Projektes wurde sich darauf verständigt, den Einfluß der Flügelstreckung auf die Lasten, die Steifigkeiten und daraus resultierende Flügelmasse in einer Parameterstudie zu untersuchen. Hierbei wurden vier Streckungen entsprechend den Angaben in Tabelle 4.30 definiert. Als Randbedingung galt hierbei eine konstante spannweite Position des Antriebs und eine identische Flügelfläche. Unter diesen Randbedingungen führt eine Zunahme der Flügelstreckung zu höheren Spannweiten bei gleichzeitiger Reduzierung der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe.

Version	Streckung A	Spannweite b in m	Flügelfläche S_W in m^2	Bezugsflügeltiefe c_{MAC} in m
1	12.0	63.734	338.5	7.404
2 (Referenzflugzeug)	12.4	64.788	338.5	7.339
3	12.8	65.824	338.5	7.267
4	13.2	66.845	338.5	7.208

Tabelle 4.30: Geometrische Größen der in der Parameterstudie untersuchten Flügelgeometrien.

Basierend auf diesen Definitionen wurden vier CPACS-Datensätze erzeugt und den Projektpartnern zur Verfügung gestellt. In Bild 4.109 werden die Geometrien der in der Parameterstudie untersuchten Flügel im Vergleich dargestellt.

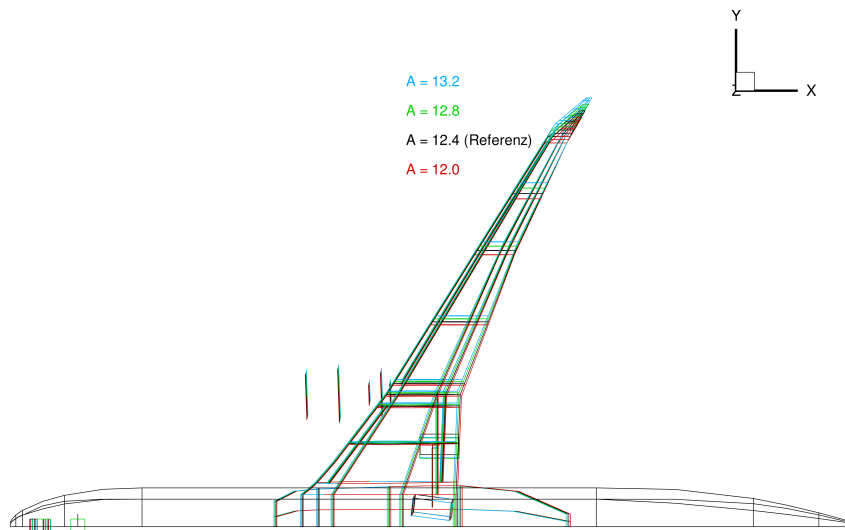


Bild 4.109: Vergleich der Geometrien der in der Parameterstudie untersuchten Flügel.

Basierend auf diesen Geometrien wurde der Lasten- und Optimierungsprozess der Abteilung Lastenanalyse und Entwurf des Institutes für Aeroelastik verwendet, um entsprechend vier aeroelastische Modelle zu erzeugen. Wie bei den vorhergegangenen Arbeiten beinhaltete dies eine Aufbereitung der Datensätze für die Kompatibilität, Erweiterung um spezifischen Eingaben

für die Prozesskette, Erzeugung des aeroelastischen Modells und Optimierung der Primärstrukturen des Flügels. Hierbei wurde besonders auf die Steuerbarkeit und die Nickstabilität des elastischen Flugzeuges geachtet. Dafür wurden erweiterte Routinen entwickelt, welche basierend auf dem HDF5-Ausgabeformat der elastischen Rechnungen von Nastran die Flugbedingungen rekonstruieren und verschachtelte Referenzkoordinatensysteme rekursiv auflösen. Als Ergebnis konnte Ruderumkehr innerhalb des Flugbereichs ausgeschlossen und die statische Längsstabilität bestätigt werden.

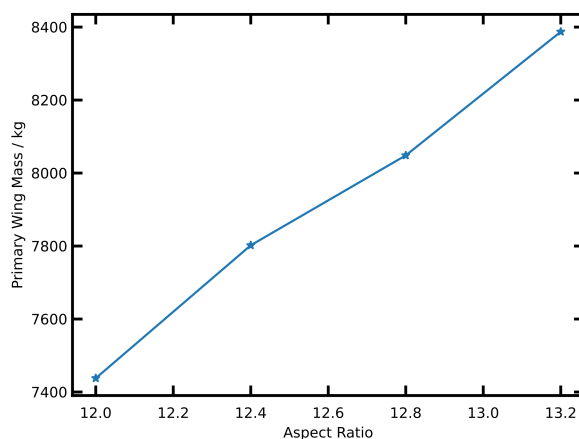


Bild 4.110: Masse der primären Flügelstruktur in Abhängigkeit von der Flügelstreckung.

In Bild 4.110 werden die Ergebnisse der Strukturauslegung in Form der Masse der primären Flügelstruktur in Abhängigkeit der Flügelstreckung dargestellt. Hier zeigt sich eine nahezu lineare Abhängigkeit der primären Flügelmasse von der Flügelstreckung.

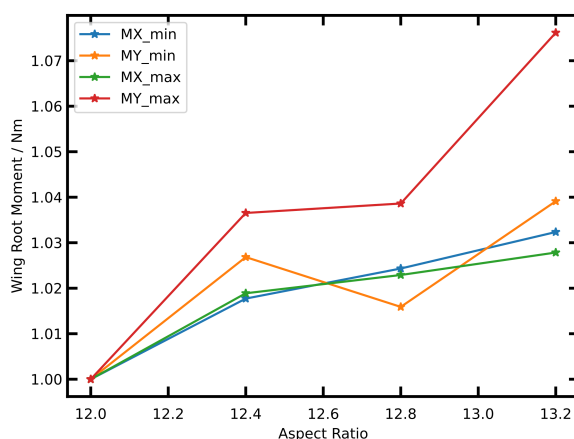


Bild 4.111: Flügelwurzelmomente normiert auf den Flügel mit der Streckung von 12.0.

Die ansteigende Masse der Primärstruktur lässt sich durch die erhöhte Spannweite und die daraus resultierende Zunahme des Flügelbiegemoments erklären. In Bild 4.111 werden die

Flügelwurzelmomente in Abhängigkeit von der Flügelstreckung dargestellt. Hier ist insbesondere eine deutliche Zunahme des Torsionsmoments mit steigender Streckung zu beobachten.

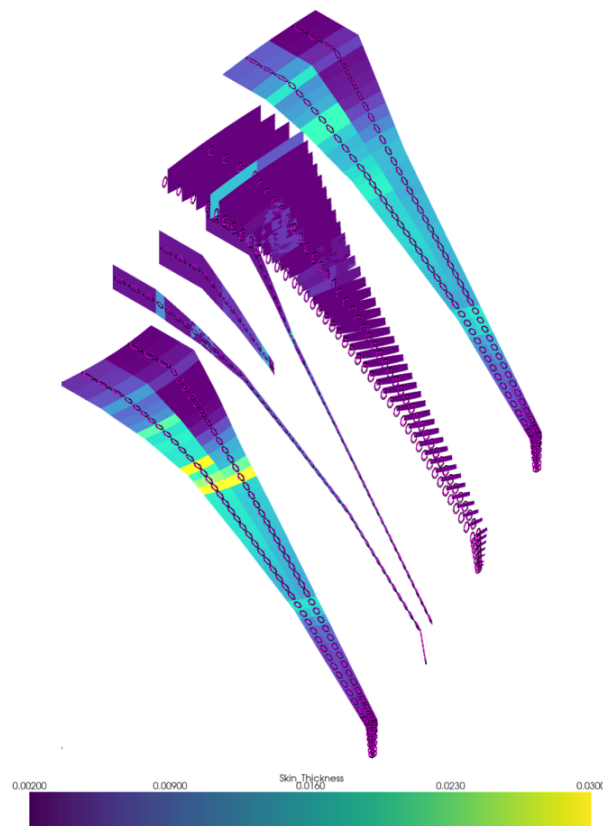


Bild 4.112: Hautdickenverteilung und Hautsteifigkeiten für den Flügel mit der Streckung von 12.0.

In Bild 4.112 wird die Hautdickenverteilung der primären Flügelstruktur nach dem Optimierungszyklus für den Flügel mit einer Streckung von 12.0 gezeigt. Die Hautsteifigkeiten in der Plattenebene werden durch Ellipsen repräsentiert und zeigen deren Richtungsabhängigkeit. Die Eigenschaften der Laminare war nicht teil der Optimierung und wurde so aus dem gelieferten Datensatz übernommen. Das Ergebnis zeigt vor allem eine deutliche Aufdickung im Bereich des Triebwerks.

Für den Vergleich der modalen Eigenschaften der unterschiedlichen Strukturen wurde darüber hinaus ein Ansatz benötigt, der die verschiedenen Geometrien und Diskretisierungen der FEM-Netze berücksichtigt. Da sich bei der Streckungsvariation die Topologien und damit die Punktzahl und Reihenfolge ändert, müssen intermediäre Netze gebaut werden, die sich relativ zur Spannweite und Profilschne ähnlich. Bild 4.113 veranschaulicht diesen Prozess.

Dabei sind folgende Schritte notwendig:

1. Extraktion der rechten Flügelstruktur
2. Extraktion der Knoten der Lastreferenzachse
3. Triangulation der Lastreferenzachse

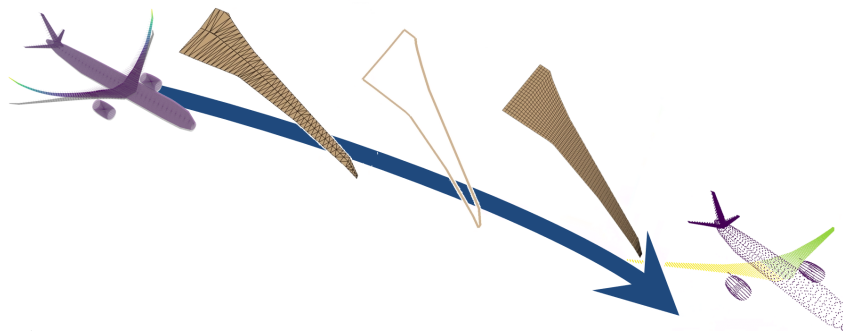


Bild 4.113: Prozessdarstellung zur Erzeugung eines intermediären Netzes zum Vergleich von Modaldaten.

4. Extraktion der Flächenkanten
5. Bau eines strukturierten Netzes mit spezifischer, relativ zu den Flügelrandwerten ähnlicher Diskretisierung
6. Spiegelung des Netzes
7. Kombination mit dem Rest des Netzes
8. Sortierungslogik, die die richtige Positionierung der Knoten im Positionsvektor sicherstellt
9. Räumliche Interpolation der Moden auf des intermediäre Netz
10. Sukzessive Errechnung des „pole weighted modal assurance criterium“ zwischen den verschiedenen Flügeln unterschiedlicher Streckung
11. Paarung der Modaldaten anhand eines „linear programming“-Optimierungsprozedur

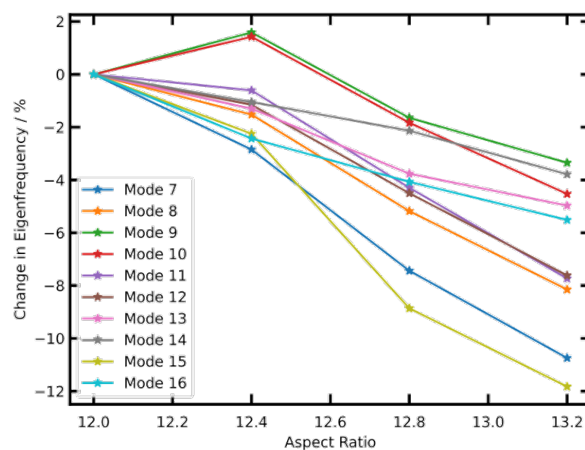


Bild 4.114: Eigenfrequenz der gepaarten Moden in Abhängigkeit von der Flügelstreckung.

Bild 4.114 zeigt das Ergebnis des Analyseprozesses für die ersten 10 elastischen Moden. Hierbei zeigt sich global ein abfallender Trend über die Flügelstreckung. Daraus lässt sich schließen, dass allgemein die Steifigkeit der Flügelstruktur abnimmt.

Ausgehend von den in dieser Studie betrachteten Flügeln mit unterschiedlicher Streckung, wurden Flutteranalysen vom DLR und von Airbus durchgeführt, um die Sensitivität von hochgestreckten Flügeln im Hinblick auf Flattern und die Möglichkeiten zur aktiven Flutterunterdrückung zu untersuchen. Dazu wurden die generierten und analysierten Modelle an die Abteilung für aeroelastische Simulation übergeben. Hier wurden die aerodynamischen Netze aufbereitet, um die in der Flutteranalyse üblichen, sehr viel kleineren Störungen aufzulösen. Alle entstandenen Modellkomponenten wurden für die weitere Verwendung durch die Partner auf der Projektplattform zusammen mit einer Dokumentation der Annahmen, Modell und Ergebnisse abgelegt.

Darüber hinaus wurde im Nachgang der Auslieferung noch ein Fehler in der Modellierung der Pylonstruktur identifiziert. Dies führte dazu, dass die Struktur der Triebwerksaufhängung unrealistisch flexibel wurde und die dynamische Stabilität des Gesamtmodells beeinflusst. Mit einer Überarbeitung der Struktur konnte dies behoben werden. Dabei wurde die Flügelkastenstruktur zwischen Flügelwurzel und Triebwerksaufhängung sowie die Aufhängung selber versteift. Entsprechend erweiterte Modelle wurden ebenfalls den Partnern über die Projektplattform bereitgestellt.

4.8.3 Technologieauswahlprozess

Der Auswahlprozess der Technologien des intelligenten Flügels wurde von den DLR-Instituten unterstützt. Das wesentliche Ergebnis dieses Prozesses sind die Definition der Steuerflächen und deren Funktionen, welche in Bild 4.115 angegeben ist.

Maximum Deflections of TE Devices																
Surface	Spoilers							Inner Flap	MFCD				Aileron			
	SP0	SP1	SP2	SP3	SP4	SP5	SP6		Inner 1	MFCD 1	MFCD 2	MFCD 3	MFCD 4	AL 1	AL 2	AL 3
Location	Inner Flap			MFCD 1	MFCD 2	MFCD 3	MFCD 4	Inner wing	Mid				Outboard			
Min / Max deflections	-50°/opt slot	-50°/opt slot	-50°/opt slot	-50°/opt slot	-50°/opt slot	-50°/opt slot	-50°/opt slot	-4° / 37.5°	-5° / 37.5°	-5° / 37.5°	-10° / 37.5°	-10° / 37.5°	+30°	+30°	+30°	+30°
Function																
Roll Control	0	0	0	-35°	-35°	-35°	-35°	N/A	±5°	±5°	±10°	±10°	+30°	+30°	+30°	+30°
Emergency Descent	-20° *	-20° *	-20° *	-35°	-35°	-35°	-35°	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	0° *****	0°	0°	0°
MLA (+ load factor)	0	0	0	-30°	-30°	-30°	-30°	0°/4° ***	0	0	-10°	-10°	-20°	-20°	-20°	-20°
MLA (- load factor)	0°	0°	0°	0°	0°	0°	0°	0°	0°	0°	0°	0°	0°	0°	12°	12°
GLA	0°	0°	0°	-30°	-30°	-30°	-30°	-4°/4° ****	±5°	±5°	±10°	±10°	±20°	±20°	±20°	±20°
Flutter	0°	0°	0°	0°	0°	0°	0°	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	±10°	±10°	±10°	±10°
Performance / Twist	0° **	0°	0°	0°	0°	0°	0°	±4°	±4°	±4°	±4°	±4°	±5°	±5°	±5°	±5°
Lift Dumping	-50°	-50°	-50°	-50°	-50°	-50°	-50°	-4°	-5°	-5°	-10°	-10°	-20°	-20°	-20°	-20°
High Lift	opt slot	opt slot	opt slot	opt slot	opt slot	opt slot	opt slot	37.5°	37.5°	37.5°	37.5°	37.5°	10°	10°	10°	10°

Deflection Speeds of Spoilers & Ailerons	Function	Spoiler	MFCD	Flap	Aileron
	Roll Control	40°/s	tbd	N/A	35°/s
	Emergency Descent	20°/s	tbd	N/A	35°/s
	MLA	20°/s	35°/s	4°/s	35°/s
	GLA	50°/s	35°/s	4°/s (TBD)	50°/s
14	Flutter	N/A	N/A	N/A	60°/s

- Spoiler deflections upward is positive
- Aileron deflection downward is positive
- Flaps deflections downward are positive
- * to be checked if wing wake hits HTP
- ** spoiler angle adapted to close gap
- *** to compensate for OB lift reduction
- **** to be checked if as effective as IB flap tab in ConMove
- ***** "crocodile" style possible needed

Bild 4.115: Definition der Steuerflächen und deren Funktionen.

Ausgehend von den im Arbeitspaket 2 entwickelten Technologien zur aktiven Lastreduktion

wurden die maximalen Ausschlagswinkel und maximalen Stellgeschwindigkeiten für die Übertragung auf den im Arbeitspaket 3 zu untersuchenden Anwendungsfall im Verbund diskutiert und festgelegt. Die in Bild 4.115 angegebenen Werte sind an den aktuellen Stand der Technik angelehnt und stellen die im Verbund mit allen Partnern abgestimmten Annahmen für das Projekt dar. Zusätzlich erfolgte eine Abstimmung der Auslegungskriterien und eine Auswahl der Strukturtechnologien für die Dimensionierung des Flügelkastens in Faserverbundbauweise.

Auf Basis dieser Auswahl an Technologien erfolgte deren Übertragung auf den Anwendungsfall, welcher das im Projekt entworfene Referenzflugzeug mit hochgestrecktem Flügel darstellt.

Für die multidisziplinäre Optimierung in Abschnitt 4.8.4 wurde eine vereinfachte Version von der im Projekt definierten Aufteilung der Hinterkantenklappen gewählt. Dieses besteht aus der inneren Fowlerklappe, zwei multifunktionalen Steuerflächen (MFCDs) sowie zwei Querrudern. Die in Bild 4.115 definierten maximalen Ausschlagswinkel wurden hierbei übernommen. Bild 4.116 zeigt das Steuerflächenaufteilung und die gewählten Bezeichnungen der Steuerflächen im MDO-Prozess. Weiterhin ist die Lage der Stützstellen für die Verwindungsverteilung angegeben.

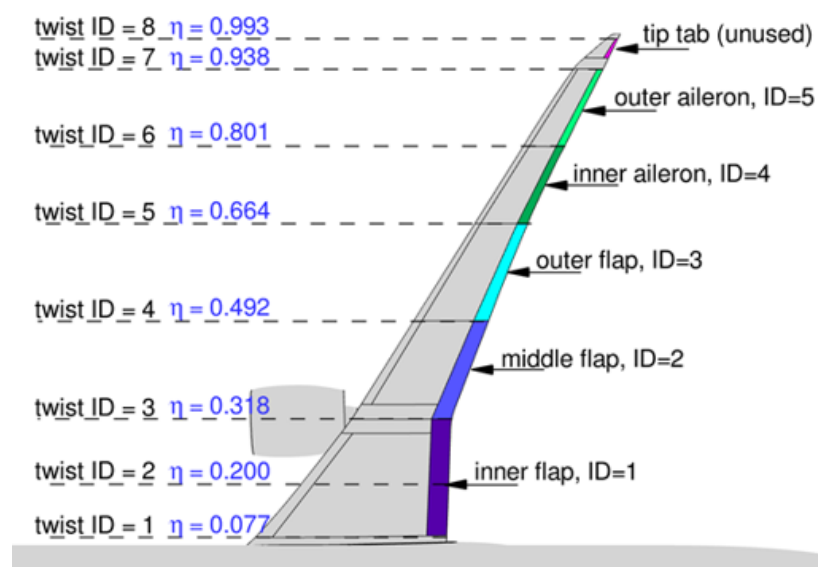


Bild 4.116: Bezeichnung der Steuerflächen und Stützstellen der Verwindungsverteilung.

In der numerischen Strömungssimulation des MDO-Prozesses werden die Steuerflächenausschläge vereinfacht durch die Verwendung einer Netzdeformation modelliert (vergleiche Bild 4.59 in Abschnitt 4.5.2).

4.8.4 Dokumentierung der Optimierungsergebnisse

Ausgangspunkt für die Flügeloptimierung mit aktiver Manöverlastabminderung und Lastkontrolle im Reiseflug ist die in Abschnitt 4.4 entwickelte Referenzkonfiguration mit einer Flügelstreckung von 12.4. Als Zielfunktion der Optimierung wurde die Verringerung des gewichteten,

auf die Transportarbeit bezogenen Kraftstoffverbrauchs $m_F/(Rm_P)$ gewählt. Zur Vergleichbarkeit der Ergebnisse wird die Mehrpunkt-Optimierung für die gleichen Flugbedingungen, Lastfälle sowie Nebenbedingungen durchgeführt, die bereits zuvor im Rahmen der Entwicklung der Referenzkonfiguration betrachtet wurden. Der Entwurfsraum der Optimierung umfasst die Ausschlagswinkel der fünf Steuerflächen an der Flügelhinterkante sowie die Verwindung an acht spannweiten Flügelpositionen, entsprechend der Darstellung in Bild 4.116. Für jeden der betrachteten Flugpunkte werden die Steuerflächenausschläge im Hinblick auf eine Minimierung der Zielfunktion individuell gesetzt. Die Verwindungsverteilung des Flügels ist hingegen ein globaler Entwurfsparameter, welcher sich auf alle betrachteten Flugpunkte auswirkt. Die Steuerflächenausschläge kommen dabei zur Manöverlastabminderung für die Manöverlastfälle mit einem Lastvielfachen von $n = +2.5$ und $n = -1$, sowie für drei Reiseflugfälle zum Einsatz. Da sowohl die Flügelmasse als auch die Gleitzahl im Reiseflug in die Zielfunktion eingehen, müssen strukturdimensionierende Lastfälle und Reiseflugfälle simultan im Rahmen der Optimierung behandelt werden. Folglich ergeben sich 25 Entwurfsparameter für die Steuerflächenausschlagswinkel (5 Flugpunkte x 5 Steuerflächenausschläge) sowie 8 Entwurfsparameter für die spannweite Verwindungsverteilung. Insgesamt weist das Optimierungsproblem somit 33 Entwurfsparameter auf. Die Strukturdimensionierung erfolgt für jede Konfiguration individuell im Rahmen eines Suboptimierungsprozesses mit eigenem Entwurfsraum. Die auftretenden Lasten werden unter Berücksichtigung der Flügelverformung mit der Nutzung eines iterativen Prozesses der Strömungs-Struktur-Kopplung berechnet. Für die Optimierung wurde ein ersatzmodellbasierter, gradientenfreier Optimierungsalgorithmus [81] verwendet.

Ergebnisse der multidisziplinären Optimierung Wie die Ergebnisse der multidisziplinären Optimierung zeigen, läßt sich durch den aktiven Einsatz von Steuerflächen eine signifikante Reduktion des Kraftstoffverbrauchs erzielen. Bild 4.117 zeigt die einzelnen Datenpunkte der Optimierung, aufgetragen als gewichtete Gleitzahl L/D über der Flügelmasse m_W . Jeder Datenpunkt repräsentiert eine Konfiguration der gewichteten Gleitzahl über der Flügelmasse. Die Konturfarbe gibt den Zielfunktionswert $m_F/(Rm_P)$ an. Die ungefüllten Symbole repräsentieren Ergebnisse mit verletzten Nebenbedingungen. Deutlich zu erkennen ist die Ausbildung einer Paretofront für die der Zielfunktionswert minimal wird. In Folge der Manöverlastabminderung wird eine Reduktion der Flügelmasse um ca. 600kg (-3.5%) gegenüber der Referenzkonfiguration ohne MLA erreicht. Durch gezielte Lastumverteilung im Reiseflug erhöht sich die gewichtete Gleitzahl im Reiseflug um 0.5 Punkt (+2.7%). Der Zielfunktionswert des gewichteten, auf die Transportarbeit bezogenen Kraftstoffverbrauchs konnte gegenüber der Referenzkonfiguration ohne Klappensystem um 4% verringert werden. Er beträgt $1.48 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$.

Die Optimierung mit einer vergleichsweise hohen Anzahl von 33 Entwurfsparametern erwies sich als Herausforderung für das Optimierungsverfahren. Insgesamt wurden 480 Iterationen (davon 330 für das initiale Ersatzmodell) berechnet. Trotz der gezeigten Verbesserung wurde die gesetzte Konvergenzschranke für den „expected improvement“-Wert innerhalb der Iterationszahl nicht erreicht. Eine Diskussion möglicher Ursachen für dieses Verhalten findet sich in Abschnitt 4.8.5.

Für die weitere Analyse des Optimierungsergebnisses werden die wichtigsten Daten der lastadaptiven Konfiguration in tabellarischer Weise angegeben und denen der Referenzkonfiguration gegenübergestellt. Tabelle 4.31 schlüsselt die Massen beider Konfigurationen auf. Beide wurden

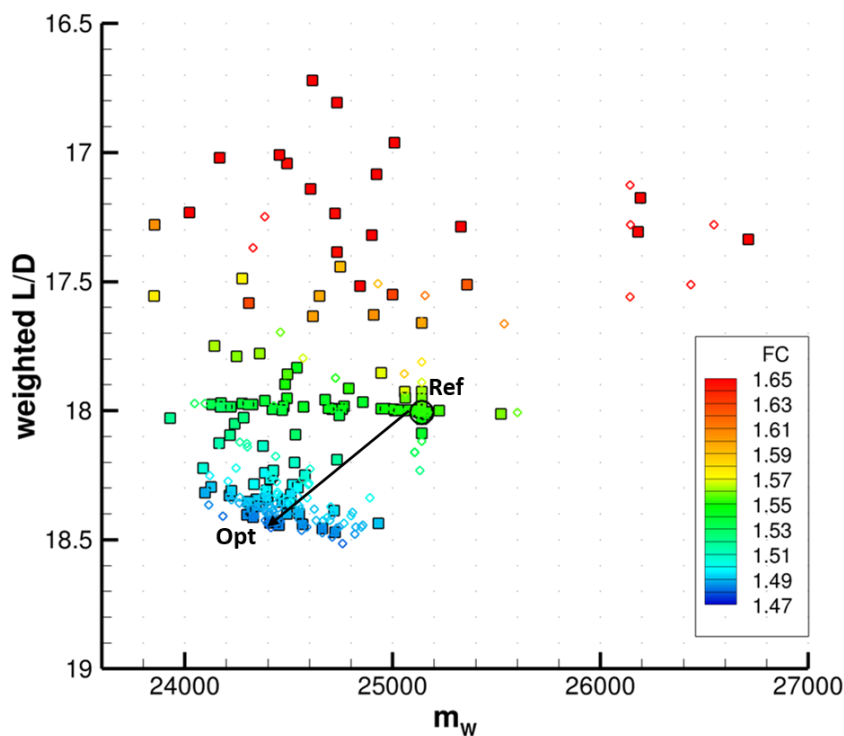


Bild 4.117: Einzelergebnisse der multidisziplinären Optimierung. Gewichtete Gleitzahl L/D über Flügelmasse m_w und auf die Transportarbeit bezogenen Kraftstoffverbrauch als Konturfarbe.

für eine maximale Startmasse von $m_{MTO} = 220\,000\text{ kg}$ entworfen. Insgesamt ist die Flügelmasse des lastadaptiven Flügels um ca. 600 kg (-2.4%) leichter als die der Referenzkonfiguration. Die prozentuale Massenänderung der im MDO Prozess dimensionierten Flügelstruktur ist relativ gleichmäßig auf die einzelnen Baugruppen verteilt. Bei der Holmmasse ist die Reduktion mit -4.1% am höchsten. Das Betriebsleermassenverhältnis m_{OE}/m_{MTO} der optimierten, lastadaptiven Konfiguration ist um 0.5% geringer. Anzumerken ist, dass die Rumpf-, Fahrwerks und Leitwerksmassen nicht dimensioniert wurden, so dass von weiterem Optimierungspotential in Folge von Schneeballeffekten auszugehen ist.

Bild 4.118 vergleicht die dimensionierte Flügelstruktur der Referenzkonfiguration und der lastadaptiven, bezüglich Steuerflächenaus schlägen und Verwindungsverteilung optimierten Konfiguration. Grundrissbedingt tritt die höchste Belastung im mittleren Bereich des Flügels auf. Folglich sind auch die Dicken der Ober- und Unterschale in diesem Bereich besonders hoch. Die Sicherheitsmargen (MoS) hinsichtlich Festigkeit und Stabilität sind beim optimierten Flügel überall erfüllt (positive Werte). Für die Referenzkonfiguration fallen einzelne Hautfelder mit schwach negativen MoS-Werten auf. Die Holme sind maßgeblich durch Stabilitätsanforderungen dimensioniert und weisen im Innenflügelbereich Reserven bezüglich der Festigkeit auf. Auch die Dimensionierung der Rippen ist im Wesentlichen durch Stabilitätsanforderungen getrieben. Die Materialausnutzung der Oberschale der optimierten Konfiguration ist sehr gut und weist gleichmäßig kleine Sicherheitsmargen bezüglich Festigkeit und Stabilität auf. Die Unterschale

wird durch Anforderungen der Materialfestigkeit dimensioniert und weist Stabilitätsreserven auf.

		Referenzflugzeug	Opt. Verwindung und Steuerflächen- ausschläge	Differenz
Maximale Startmasse	m_{MTO}	220 000 kg	220 000 kg	0.0 %
Maximale Landemasse	m_{ML}	187 000 kg	187 000 kg	0.0 %
Betriebsleermasse	m_{OE}	115 864 kg	115 266 kg	-0.5 %
Leermasse	m_E	106 364 kg	105 766 kg	-0.6 %
Operationelle Ausrüstungsmasse	m_{OI}	9 500 kg	9 500 kg	0.0 %
Masse der Ober- und Unterschale	$m_{W, covers}$	3.974 kg	3.838 kg	-3.4 %
Masse der Holme	$m_{W, spars}$	1.633 kg	1.567 kg	-4.1 %
Masse der Rippen	$m_{W, ribs}$	1.032 kg	994 kg	-3.8 %
Masse der Verbindungselemente	$m_{W, fasteners}$	1.660 kg	1.600 kg	-3.6 %
Masse des Flügelkastens	$m_{W, box}$	8.300 kg	7.999 kg	-3.6 %
Flügelmasse	m_W	25 139 kg	24 541 kg	-2.4 %
Maximale Nutzlast	$m_{P, max}$	54 000 kg	54 000 kg	0.0 %
Maximale nutzbare Kraftstoffmasse	$m_{F, max}$	93 730 kg	93 679 kg	-0.1 %
Betriebsleermassenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0.5267	0.5239	-0.5 %

Tabelle 4.31: Ergebnisse für die Massen des Referenzflugzeugs und des optimierten Flugzeugs.

Manöverlastfälle mit Lastabminderung Die Ergebnisse für die Manöverlastfälle mit aktiver Lastabminderung durch Steuerflächenausschläge sind in Tabelle 4.32 angegeben. Für das 2.5g-Manöver führen die Steuerflächenausschläge und die angepasste Verwindungsverteilung zu einer erwartungsgemäßen Lastverschiebung nach innen. Durch die Entlastung des Außenflügels und stärkere Belastung des Innenflügels reduziert sich das Flügelbiegemoment. Dies führt im Rahmen der Strukturdimensionierung zu einem leichteren Flügel. Die Veränderung der spannweitigen Druckpunktlage ist mit -2.4 % kleiner als erwartet, führt jedoch wie in Bild 4.120 gezeigt zu einer merklich geringeren Durchbiegung, obwohl die leichtere Flügelstruktur eine geringere Biegesteifigkeit aufweist. Durch die Steuerflächenausschläge wandert der Druckpunkt deutlich stromab (+7.4 %). Ebenso ist eine Zunahme des Nickmomentenbeiwerts zu beobachten.

Auch das Optimierungsergebnis für das -1g-Manöver liefert sinnvolle, den Flügel entlastende Steuerflächenausschläge zur Manöverlastabminderung. Stärkere negative Ausschläge der inneren Klappe würden zu weiterer Lastabminderung führen. Dies lässt sich jedoch auf Grund von Ablöse neigung der Strömung in diesem Bereich nicht realisieren. Nennenswert ist die in diesem Fall starke Stromaufwanderung der Druckpunktlage, während sich dieser in spannweiteriger Richtung nur schwach nach außen verlagert.

Zusätzlich wurde der Lastfall 3 („Rollmanöver“) mit in Tabelle 4.32 aufgeführt. Für diesen findet keine Lastabminderung durch Steuerflächenausschläge statt. Die Steuerflächenausschläge sind hier für beide Konfigurationen gleich gewählt. Dennoch zeigen sich in Folge der geänderten Verwindungsverteilung Änderungen im Anstellwinkel, der Druckpunktlage und im Nickmomentenbeiwert. Hieraus resultiert die Zunahme des Auftriebs am Höhenleitwerk. In den betrachteten Lastfällen ist die Strömung anliegend.

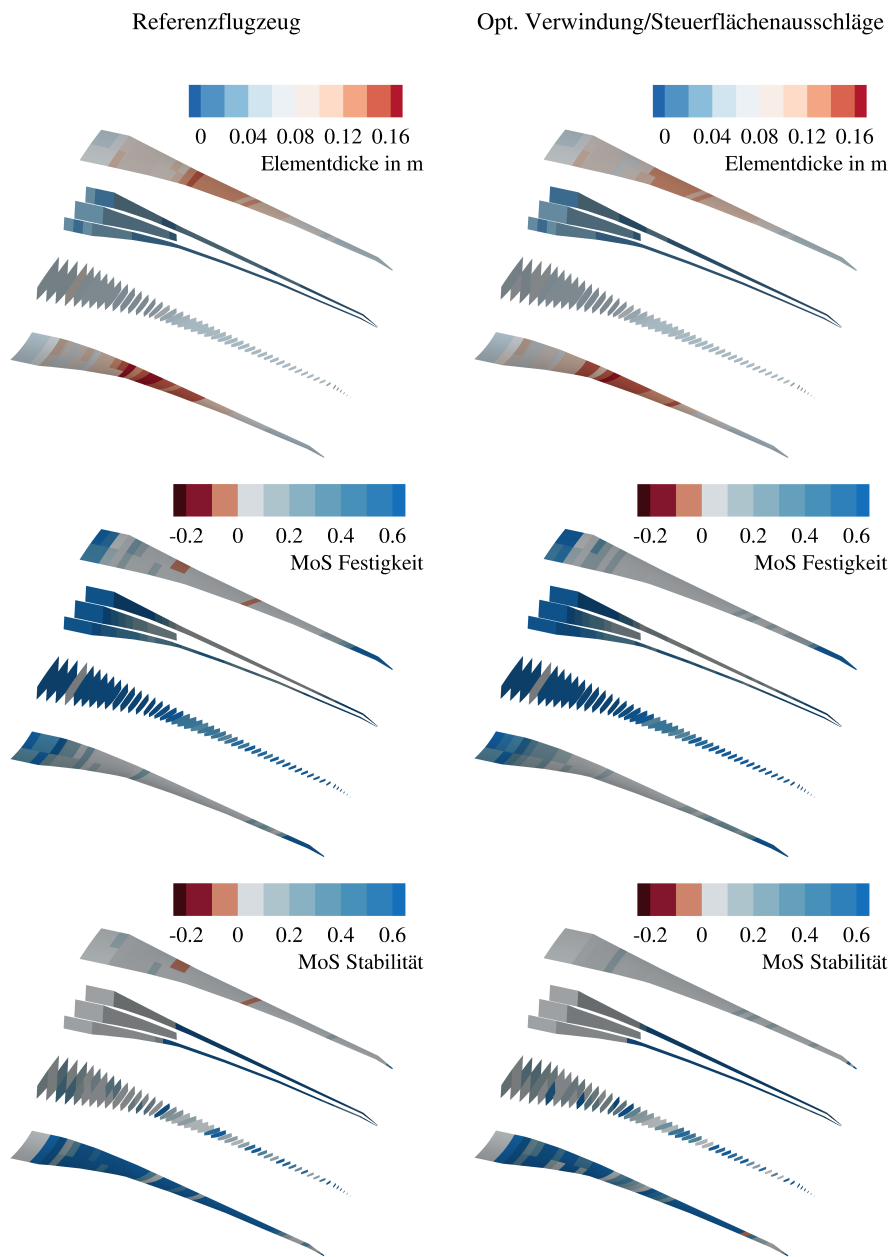


Bild 4.118: Überblick über die Flügelstruktur des Referenzflugzeugs und des optimierten Flugzeugs.

Reiseflugfälle mit Lastumverteilung Die Optimierungsergebnisse für die Reiseflugfälle mit optimierter Lastumverteilung durch Steuerflächenausschläge fasst Tabelle 4.33 zusammen. Für alle drei Flugzustände ergibt die Optimierung eine Umverteilung der Last zum Außenflügel hin. Gegenüber der Referenzkonfiguration mit ausgeprägt unterelliptischer Zirkulationsverteilung führt dies zu einer Verbesserung des induzierten Widerstands. Die höhere aerodynamische Belastung des Außenflügels führt zu stärkeren Verdichtungsstößen. Es ist anzunehmen, dass

der einhergehende Wellenwiderstandsanstieg hier der limitierende Faktor für die erzielbare Lastumverteilung im Reiseflug ist. Durch die biegeweichere Struktur des optimierten Flügels ergibt sich eine erhöhte passive Lastabminderung, die ebenfalls einer widerstandsgünstigen Lastumverteilung entgegenwirkt. Die Wirksamkeit der äußeren Steuerflächen, insbesondere der Querruder des hochelastischen Flügels ist begrenzt. Eine Ruderumkehr liegt jedoch in den untersuchten Fällen nicht vor. Die Gleitzahl verbessert sich für alle drei Reiseflugfälle gegenüber der Referenzkonfiguration um 2.4 % bis 2.5 %. Der kombinierte Kraftstoffverbrauch lässt sich durch die Lastumverteilung um -4.4% gegenüber der Referenzkonfiguration reduzieren. Der geringere Kraftstoffverbrauch und die geringere Flügelmasse wirken sich besonders für die Entwurfsmission mit maximalem Startgewicht und hoher Reichweite vorteilhaft aus. Das Nutzlastverhältnis m_P/m_{TO} verbessert sich gegenüber der Referenzkonfiguration in diesem Fall um 5.9 %.

Im Rahmen der durchgeführten Optimierung kommt der Verwindungsverteilung eine besondere Rolle zu, da über die Entwurfsparameter der Verwindungsverteilung sowie der Strukturdimensionierung alle betrachteten Last- und Reiseflugzustände gekoppelt sind. Die Verwindungsverteilung des optimierten, lastadaptiven Flügels wird in Bild 4.119 angegeben. Für den unbelasteten Fall („jig-twist“) sind moderate Änderungen in der Größenordnung von $\Delta\varepsilon < -1^\circ$ gegenüber der Referenzkonfiguration zu erkennen, welche den Innenflügel entlasten. Im Bereich der Flügelspitze ($\eta > 0.9$) ist ein deutliches Aufdrehen zu verzeichnen. Unter Reiseflugbedingungen (hier am Beispiel von Flugpunkt FC1 gezeigt) verändert sich die Verwindung des Flügels maßgeblich gegenüber dem „jig-twist“. Ursächlich hierfür ist die ausgeprägte Biege-Torsionskopplung des hochelastischen Flügels. Gegenüber der Referenzkonfiguration reduziert sich der Verwindungswinkel des optimierten, lastadaptiven Flügels über fast die gesamte Spannweite. Die im Optimierungsergebnis zu erkennende Präferenz für insgesamt kleinere Verwindungswinkel und höhere Anstellwinkel im Reiseflug führt zu geringeren Trimmwiderständen und wirkt sich für den Gesamtwiderstand günstig aus.

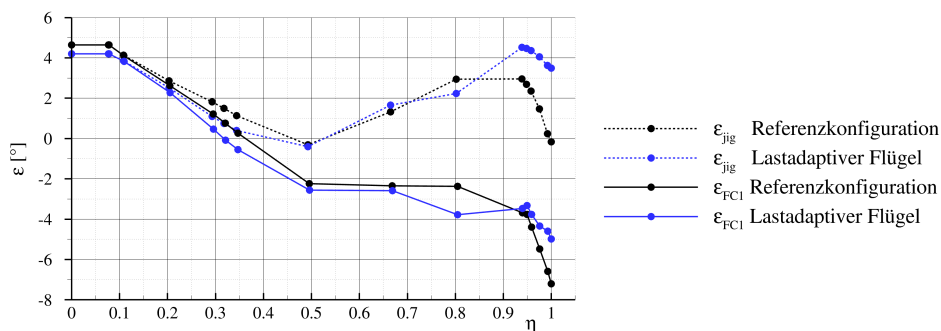


Bild 4.119: Vergleich der Verwindungsverteilung lastadaptiver Flügel vs. Referenzkonfiguration. Unbelastet („jig“) und unter Reiseflugbedingungen (FC1).

Bild 4.120 vergleicht die Flügeldeformation des lastadaptiven Flügels und der Referenzkonfiguration. Für den 2.5g-Manöverlastfall reduziert sich die Auslenkung der Flügelspitze in Folge der Manöverlastabminderung obwohl der Flügel biegeweichere als die Referenzkonfiguration ist. Im Reiseflug nimmt die Deformation des lastadaptiven Flügels gegenüber der Referenzkonfiguration zu, weil der Außenflügel zur Widerstandsreduktion aerodynamisch stärker belastet wird.

4.8 AP 3.1 „Use Case Cruise“ - Intelligente Lastabminderung

		Referenzflugzeug	Opt. Verwindung und Steuerflächen- ausschläge	Differenz
2.5g-Manöver				
Auftriebsbeiwert WBE ^a	$C_{L,WBE}$	0.7218	0.7250	+0.4%
Nickmomentenbeiwert WBE ^a	$C_{my,WBE}$	-0.0257	-0.0414	+61.1%
Auftriebsbeiwert HTP ^b	$C_{L,HTP}$	0.0147	0.0115	-21.8%
Steuerflächenausschläge ^c	$\delta_i / [^\circ]$	—	3.6, 4.3, -1.1, -5.2, -1.6	
Anstellwinkel	α	6.3°	5.8°	-8.8%
Auftriebsbeiwert	C_L	0.7414	0.7409	-0.1%
Widerstandsbeiwert	C_D	0.0370	0.0377	+1.9%
Gleitzahl	L/D	20.04	19.68	-1.8%
Relative Position des Druckpunkts WBE ^a	x_{CoP}/C_{MAC} $y_{CoP}/(b/2)$	0.2811 0.3291	0.3016 0.3211	+7.3% -2.4%
-1.0g-Manöver				
Auftriebsbeiwert WBE ^a	$C_{L,WBE}$	-0.2627	-0.2601	-1.0%
Nickmomentenbeiwert WBE ^a	$C_{my,WBE}$	-0.1782	-0.1456	-18.3%
Auftriebsbeiwert HTP ^b	$C_{L,HTP}$	-0.0456	-0.0381	-16.4%
Steuerflächenausschläge ^c	$\delta_i / [^\circ]$	—	-1.5, -3.0, -0.1, 4.1, 5.6	
Anstellwinkel	α	-5.5°	-4.5°	-17.6%
Auftriebsbeiwert	C_L	-0.3107	-0.3000	-3.4%
Widerstandsbeiwert	C_D	0.0241	0.0226	-6.2%
Gleitzahl	L/D	12.92	13.25	+2.6%
Relative Position des Druckpunkts WBE ^a	x_{CoP}/C_{MAC} $y_{CoP}/(b/2)$	-0.3853 0.3326	-0.2748 0.3380	-28.7% +1.6%
Rollmanöver				
Auftriebsbeiwert WBE ^a	$C_{L,WBE}$	0.5887	0.5886	-0.0%
Nickmomentenbeiwert WBE ^a	$C_{my,WBE}$	-0.0751	-0.0723	-3.7%
Auftriebsbeiwert HTP ^b	$C_{L,HTP}$	0.0002	0.0008	+300.0%
Steuerflächenausschläge ^{c,d}	$\delta_i / [^\circ]$	0.0, 0.0, 0.0, 10.0, 5.0	0.0, 0.0, 0.0, 10.0, 5.0	
Anstellwinkel	α	4.4°	4.7°	+6.4%
Auftriebsbeiwert	C_L	0.5915	0.5922	+0.1%
Widerstandsbeiwert	C_D	0.0279	0.0279	0.0%
Gleitzahl	L/D	21.22	21.24	+0.1%
Relative Position des Druckpunkts WBE ^a	x_{CoP}/C_{MAC} $y_{CoP}/(b/2)$	0.3686 0.3397	0.3640 0.3423	-1.2% +0.8%

^a Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

^b Höhenleitwerk

^c Steuerflächenausschläge von innen nach außen: $\delta_{Flap_{in}}$, $\delta_{Flap_{mid}}$, $\delta_{Flap_{out}}$, $\delta_{Aileron_{in}}$, $\delta_{Aileron_{out}}$

^d Rollmanöver: keine Nutzung der Steuerflächen zur Lastabminderung

Tabelle 4.32: Ergebnisse für die Manöverlastfälle des Referenzflugzeugs und des optimierten Flugzeugs.

		Referenzflugzeug	Opt. Verwindung und Steuerflächen- ausschläge	Differenz
Bewertungsmission				
Steuerflächenausschläge ^a	δ_i / [°]	—	−1.5, 1.0, 1.8, 3.0, 1.1	
Anstellwinkel	α	1.9°	2.2°	+20.1 %
Auftriebsbeiwert	C_L	0.4769	0.4762	−0.1 %
Widerstandsbeiwert	C_D	0.0263	0.0256	−2.7 %
Gleitzahl	L/D	18.14	18.59	+2.5 %
Relative Position des Druckpunkts WBE ^b	x_{CoP}/c_{MAC}	0.5386	0.5472	+1.6 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3575	0.3740	+4.6 %
Startmasse	m_{TO}	206312 kg	204279 kg	−1.0 %
Missionskraftstoff	m_F	43551 kg	42291 kg	−2.9 %
Nutzlastverhältnis	m_P/m_{TO}	0.1978	0.1997	+1.0 %
Gewichtung	w	0.60	0.60	
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4409 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.3992 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	−2.9 %
Bewertungsmission mit höherer Fluggeschwindigkeit				
Steuerflächenausschläge ^a	δ_i / [°]	—	−1.3, 1.7, −0.5, 2.7, 0.4	
Anstellwinkel	α	1.6°	2.0°	+21.8 %
Auftriebsbeiwert	C_L	0.4598	0.4592	−0.1 %
Widerstandsbeiwert	C_D	0.0277	0.0270	−2.5 %
Gleitzahl	L/D	16.62	17.02	+2.4 %
Relative Position des Druckpunkts WBE ^b	x_{CoP}/c_{MAC}	0.5653	0.5625	−0.5 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3547	0.3663	+3.3 %
Startmasse	m_{TO}	210547 kg	208428 kg	−1.0 %
Missionskraftstoff	m_F	47266 kg	45931 kg	−2.8 %
Nutzlastverhältnis	m_P/m_{TO}	0.1938	0.1958	+1.0 %
Gewichtung	w	0.10	0.10	
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.5638 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.5197 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	−2.8 %
Entwurfsmision				
Steuerflächenausschläge ^a	δ_i / [°]	—	−1.5, 1.5, 2.1, 4.3, −0.3	
Anstellwinkel	α	2.0°	2.3°	+17.3 %
Auftriebsbeiwert	C_L	0.4859	0.4855	−0.1 %
Widerstandsbeiwert	C_D	0.0267	0.0260	−2.6 %
Gleitzahl	L/D	18.20	18.66	+2.5 %
Relative Position des Druckpunkts WBE ^b	x_{CoP}/c_{MAC}	0.5275	0.5415	+2.7 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3550	0.3721	+4.8 %
Startmasse	m_{TO}	220000 kg	220000 kg	0.0 %
Missionskraftstoff	m_F	64735 kg	63511 kg	−1.9 %
Nutzlastverhältnis	m_P/m_{TO}	0.1497	0.1585	+5.9 %
Gewichtung	w	0.30	0.30	
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.7692 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.6391 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	−7.4 %
Zielfunktion				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.5517 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4832 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	−4.4 %

^a Steuerflächenausschläge von innen nach außen: $\delta_{Flap_{in}}$, $\delta_{Flap_{mid}}$, $\delta_{Flap_{out}}$, $\delta_{Aileron_{in}}$, $\delta_{Aileron_{out}}$

^b Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 4.33: Ergebnisse für die Flugmissionen des Referenzflugzeugs und des optimierten Flugzeugs.

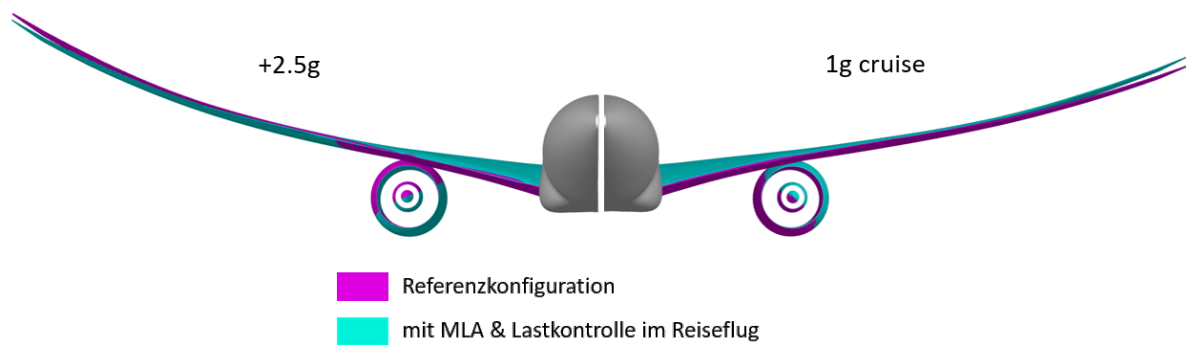


Bild 4.120: Vergleich Flügeldeformation

Die in Bild 4.121 dargestellten spannwitigen Zirkulations- und Auftriebsbeiwertsverteilungen verdeutlichen die Lastumverteilung am Beispiel des 2.5g-Manöverlastfalls sowie für den Reiseflugfall FC1. Für den 2.5g-Manöverlastfall ist die Entlastung des Außenflügel im Bereich $\eta = 0.65, \dots, 0.9$ deutlich zu erkennen. Eine wünschenswerte höhere Belastung des Innenflügels kann mit der vorliegenden Profilierung jedoch nicht erreicht werden. Die Ausbildung einer starken Saugspitze würde ansonsten im vorliegenden Fall zur Ablösung führen. Unter Reiseflugbedingungen führen die optimierten Steuerflächenausschläge zu einer Auflastung des Außenflügels im Bereich $\eta = 0.5, \dots, 0.75$. In Folge der elliptischeren Zirkulationsverteilung verringert sich der induzierte Widerstand. Die erzielbare Widerstandsreduktion wird jedoch durch Kompressibilitätseffekte begrenzt. Die Auftriebsbeiwerte im Außenflügelbereich liegen mit $c_L \approx 0.7$ bereits nahe der oberen Grenzen des nutzbaren Bereichs. Für die Referenzkonfiguration wurde der Auftriebsbeiwert bei $Ma = 0.83$ im Aussenflügelbereich auf $c_L = 0.6$ begrenzt um einen ausreichenden Abstand zur Schüttelgrenze („buffet margin“) sicherzustellen. Das aktive Klappensystem des lastadaptiven Flügels kann diese Sicherheitsmarge zum Teil zu Gunsten einer besseren aerodynamische Leistung im Reiseflug ausnutzen.

Einen detaillierteren Einblick in die aerodynamischen Verhältnisse im Reiseflug gibt Bild 4.122. Diese zeigt die isentrope Machzahl in fünf spannwitigen Schnitten sowie als Konturdarstellung. Der Innenflügelbereich ist sowohl bei der Referenzkonfiguration als auch beim optimierten lastadaptiven Flügel stoßfrei. Im Außenflügelbereich weist der lastadaptive Flügel in Folge der positiven Klappen- und Querruderausschläge eine höhere Belastung auf. Dies wird für Schnitt D ($\delta_{Ail} = +3.0^\circ$) besonders deutlich. Auch in der Konturdarstellung der isentropen Machzahl zeichnen sich die Steuerflächenausschläge deutlich ab. Der Ausschlag des äußeren Querruders führt zu einer gestörten Druckverteilung am Übergang zur Flügelspitze. Diese ließe sich aber durch Anpassung der lokalen Profilierung und einen besseren Übergang zur Flügelspitze vermeiden.

Steuerflächen-Ausschlagsmodell und aerodynamische Leistungsbewertung Für einen aussagefähigen Vergleich der aerodynamischen Leistungsfähigkeit der erstellten Konfiguration mit aktiven Manöver-lastabminderungssystem und Lastumverteilung im Reiseflug zur Referenzkonfiguration ist es erforderlich, individuell angepasste Steuerflächenausschläge für jeden Betriebspunkt vorzugeben. Der Betriebspunkt wird hierbei über Mach-Zahl, Auftriebsbei-

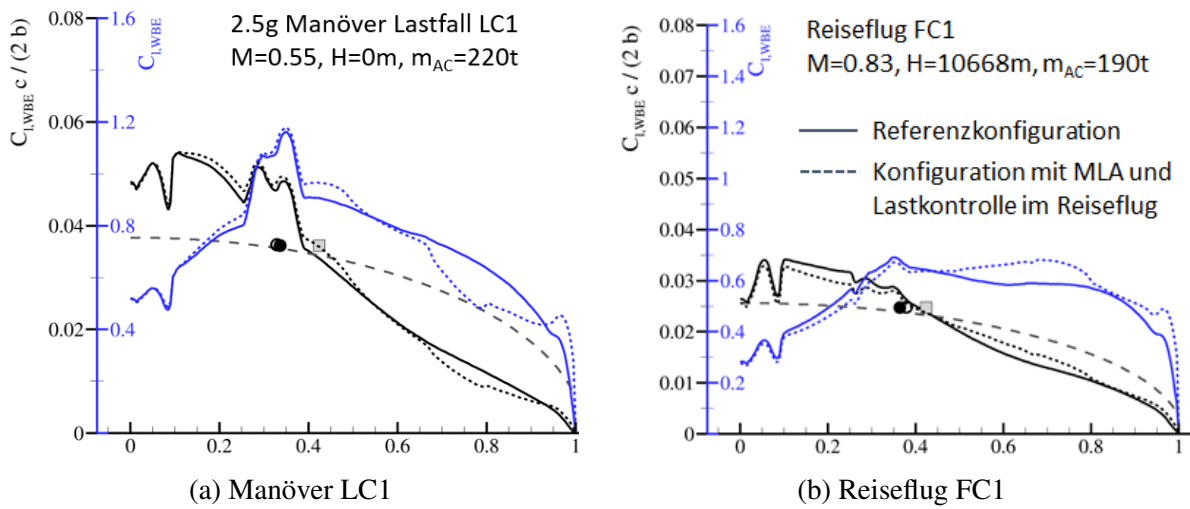


Bild 4.121: Spannweite Zirkulations- und Auftriebsverteilung. Gegenüberstellung des lastadaptiven Flügel und der Referenzkonfiguration.

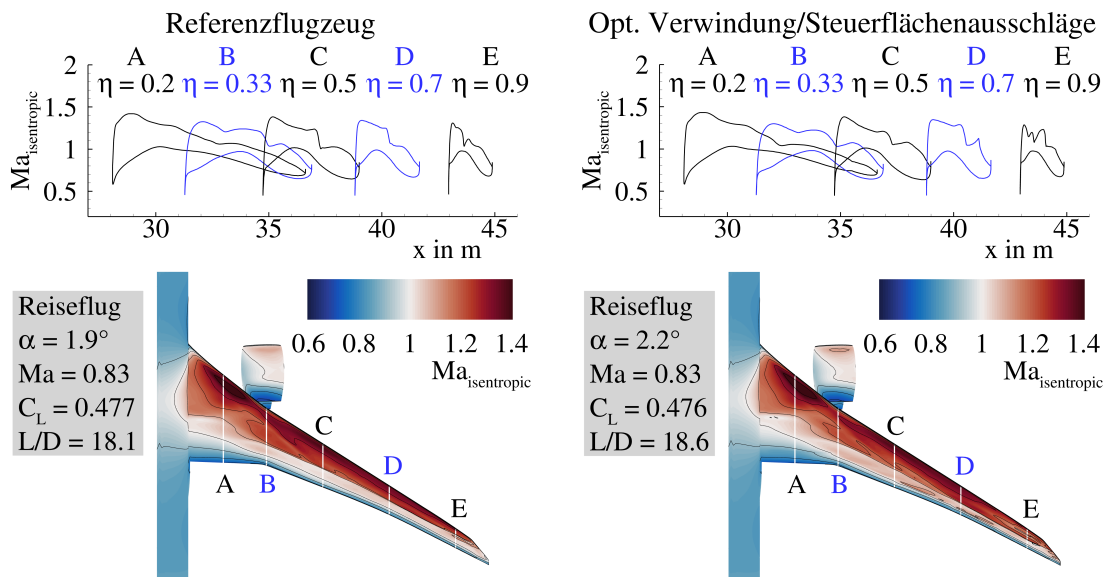


Bild 4.122: Isentrope Machzahl in 5 spannweiten Schnitten und als Konturdarstellung. Links: Referenzkonfiguration, Rechts: Lastadaptiver Flügel

wert, Flughöhe sowie der Verteilung der variablen Massen von Nutzlast und Kraftstoff definiert. Da eine individuelle Optimierung der Steuerflächenausschläge für jeden Betriebspunkt aus Zeit- und Kostengründen nicht in Frage kommt, wurde ein vereinfachtes Ersatzmodell für den Reiseflug erstellt. Dieses berücksichtigt ausschließlich die Abhängigkeit des optimalen Steuerflächenausschlags von der Flugmachzahl und dem Auftriebsbeiwert, da diesen Parametern der größte Einfluss zuzuschreiben ist. Es wird ein typischer Beladungszustand für Nutzlast und

Kraftstoffmasse angenommen. Eine Abhängigkeit der optimalen Steuerflächenausschläge von der Flughöhe (somit von Reynoldszahl und Staudruck) wird vernachlässigt. Das Ersatzmodell basiert auf neun Stützpunkten für Machzahl und Auftriebsbeiwert, die den Reiseflugbereich abdecken. Für diese Betriebspunkte wurden die Ausschläge der fünf Steuerflächen an der Flügelhinterkante jeweils individuell optimiert. Das Ergebnis der Optimierung ist in Bild 4.123 dargestellt.

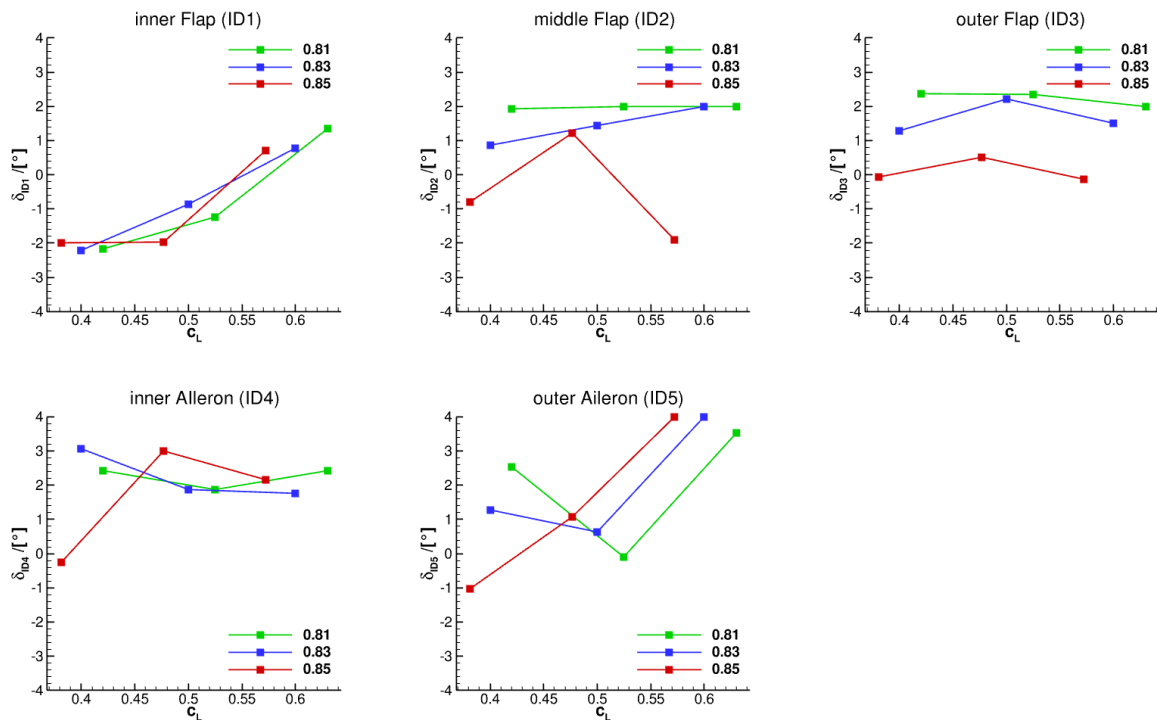


Bild 4.123: Ergebnis der Steuerflächen-Optimierung.

Durch bilineare Interpolation der Daten können danach Steuerflächenausschläge für beliebige Kombinationen von Mach-Zahlen und Auftriebsbeiwerten im Reiseflug bestimmt werden.

Das so erzeugte Modell für die Steuerflächenausschläge (siehe Bild 4.124) wurde erfolgreich auf die Berechnung von Polaren im Reiseflug angewendet. Bild 4.125 zeigt den aerodynamischen Leistungsvergleich zwischen lastadaptiven Flügel und der Referenzkonfiguration für drei Flugmachzahlen. Im Vergleich zur Referenzkonfiguration ohne MLA und aktive Lastumverteilung erreicht die MLA Konfiguration mit Lastumverteilung bei allen untersuchten Flugpunkten deutliche Verbesserungen der Gleitzahl. Die maximale Gleitzahl erhöht sich um $\Delta L/D = 0,45, \dots, 0,48$, was einer mittleren Verbesserung um 2,5 % entspricht. Die Optima des besten Gleitens sind dabei zum Teil geringfügig breiter. Für $Ma = 0,81$ und $Ma = 0,83$ erhöht sich zudem der Auftriebsbeiwert des besten Gleitens. In allen Ergebnissen wurde der Einfluss der Steuerflächenausschläge auf die aeroelastische Deformation des Flügels sowie auf den Trimmwiderstand berücksichtigt. Für die Bestimmung des Trimmwiderstands wurde das analytische Schub- und Trimmmodul aus der MDO-Prozesskette verwendet.

4 Ergebnisse

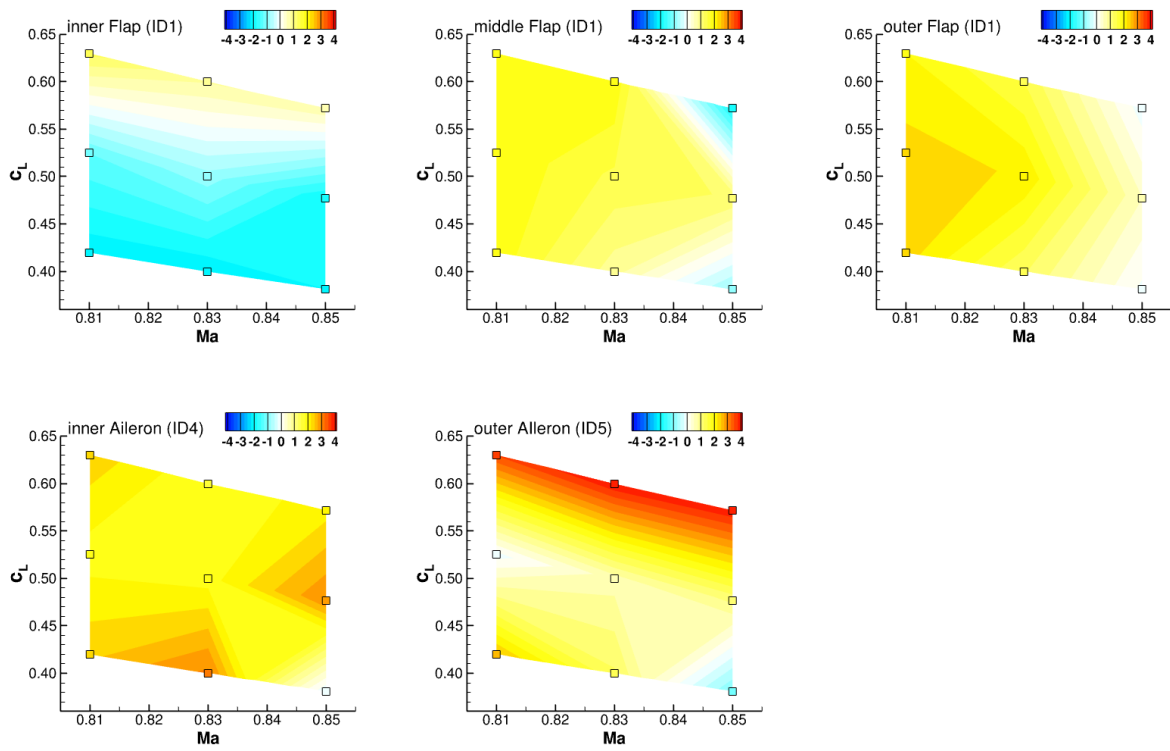


Bild 4.124: Ersatzmodell Steuerflächen-Ausschläge.

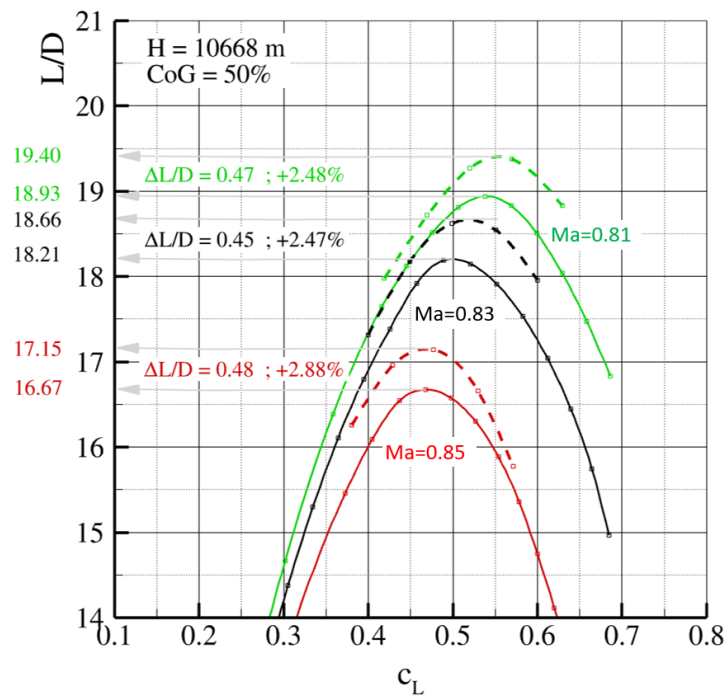


Bild 4.125: Aerodynamischer Leistungsvergleich Referenzkonfiguration vs. lastadaptiver Flügel

4.8.5 Evaluierung des Gesamtflugzeuges - optimierter Flügel

Im Rahmen des Arbeitspakets 3.1. wurde mit Hilfe multidisziplinärer Optimierungsmethoden ein lastadaptiver Flügel für die INTELWI-Konfiguration entworfen. Dabei werden die Steuerflächen der Flügelhinterkante sowohl für die Manöverlastabminderung als auch für die Lastkontrolle im Reiseflug eingesetzt. Gegenüber der Referenzkonfiguration konnte eine Reduktion des Kraftstoffverbrauchs um weitere 4 % erreicht werden. Die durchgeführte Evaluierung der Ergebnisse zeigte Möglichkeiten und Grenzen eines adaptiven Flügels im Rahmen des Gesamtentwurfs auf. Der Optimierungsprozess erwies sich als robust jedoch von langen Laufzeiten geprägt. Die Ergebnisse des Optimierungsprozesses werden in den folgenden Abschnitten kritisch evaluiert. Ansätze das Konvergenzverhalten zu verbessern, konnten im Rahmen der Analyse erarbeitet werden.

Evaluation der Optimierungsergebnisse Die Bewertung des optimierten Flügels mit MLA und Lastkontrolle im Reiseflug erfolgte gegenüber der Referenzkonfiguration ohne aktives Steuerflächensystem. Beide Konfigurationen wurden im Hinblick auf die gleiche Zielfunktion (Minimierung des Kraftstoffverbrauchs) mit identischen numerischen Verfahren und Entwurfsbedingungen optimiert und sind somit direkt vergleichbar. Da Flügelgrundriss und Profilierung beibehalten wurden, lässt sich die Wirkung eines aktiven Steuerflächensystems auf die Zielfunktion bewerten. Der Aufbau und die Funktionsweise des eingesetzten Steuerflächensystems (siehe Bild 4.116) orientiert sich am Stand der Technik. Der Entwurfsraum der Optimierung umfasst die Ausschlagswinkel der fünf Steuerflächen sowie die Verwindung an acht spannweiten Positionen.

Das erzielte Optimierungsergebnis entspricht qualitativ den Erwartungen. Für den als Zielfunktion gesetzten kombinierten Kraftstoffverbrauch konnte eine Reduktion um -4.4% gegenüber der Referenzkonfiguration erreicht werden. Die Verbesserung ergibt sich durch die Verringerung der Flügelmasse in Folge der Manöverlastabminderung sowie durch die Steigerung der Gleitzahl durch Lastumverteilung im Reiseflug. Die Flügelmasse verringert sich um ca. 600 kg. Die missionsgewichtete Gleitzahl L/D verbessert sich um 2.5 %. Die Gleitzahlverbesserung liegt in der Größenordnung von Literaturangaben [50]. Der optimierte Flügel erweist sich auf Grund der hohen Streckung von 12.4 und der erreichten Reduktion der Flügelmasse als hochelastisch. Die passive Lastabminderung vergrößert sich und die Wirksamkeit der Steuerflächen nimmt in Folge der reduzierten Biegesteifigkeit in spannweitung Richtung ab. Die vom Optimierer gefundenen Steuerflächenausschläge werden als sinnvoll betrachtet. Weitere Verbesserungen sind zu erwarten, wenn das aktive Steuerflächensystem von Beginn an als integraler Teil des Flügelentwurfs (Grundriss, Profile) im MDO-Prozess mitberücksichtigt wird.

Evaluation des Optimierungsprozesses Für die multidisziplinäre Optimierung wurde das von Wilke [81] entwickelte „Powerful Optimization Toolkit“ (POT) eingesetzt. Dieses basiert auf einer Weiterentwicklung der von Jones [82] vorgeschlagenen „Efficient Global Optimization“ (EGO) Strategie ¹. Die ersatzmodellbasierte EGO-Strategie löst das Optimierungsproblem

¹EGO zählt zur Klasse der Bayes'scher Optimierungsverfahren die speziell für Fälle geeignet ist, bei denen der Zielfunktionswert mathematisch nicht geschlossen darstellbar ist, sondern das „punktweise“ Ergebnis von Simulationen oder Messungen ist. Es werden hierbei keine Gradienten-Informationen der eingesetzten Berechnungsverfahren benötigt.

auf Grundlage einer Metrik die als „Expected Improvement“ (EI) bezeichnet wird. Dieses bezieht sowohl den Zielfunktionswert als auch seine Unsicherheit in die Wahl eines neuen, den Zielfunktionswert verbessernden, Parametersatzes mit ein. Vor Beginn der Optimierung muss zunächst ein initiales Ersatzmodell generiert werden. Hierbei kann auf verschiedene Methoden der Versuchsplanung (DoE) zurückgegriffen werden (hier CVT). Typischerweise beträgt die erforderliche Mindestanzahl erforderlicher Initiallösungen mit unabhängigen Variablenvektoren etwa dem zehnfachen der Variablenanzahl. Basierend auf den MDA-Simulationsergebnissen für das DoE werden Ersatzmodelle für den Zielfunktionswert und die Nebenbedingungen erstellt. Mit jeder Iteration der Optimierung werden die Ersatzmodelle erweitert und sukzessive verbessert. POT bietet hierbei die Möglichkeit das Ersatzmodell im zyklischen Wechsel in Bezug auf das EI und den Modellfehler hin zu verbessern. Der Optimierungsprozess wird wiederholt bis der EI-Wert eine gesetzte Untergrenze erreicht oder die maximale Iterationsanzahl erreicht wird.

Für die MDO erwies sich die Wahl des POT-Optimierungsansatzes für die globale Suche nach dem kraftstoffoptimalen Entwurf unter Berücksichtigung von realistischen Nebenbedingungen als geeignet. Für alle drei Anwendungen in INTELWI, die Entwicklung der Referenzkonfiguration, der Konfiguration mit aktiver Lastabminderung und die Erstellung des Steuerflächenmodells, konnte eine Verbesserung des Zielfunktionswerts erreicht werden. Das Konvergenzverhalten zeigte sich dabei als stark abhängig von der Wahl der Entwurfparameter, ihrer Anzahl N und den gewählten Nebenbedingungen. Im günstigsten Fall (hier z.B. die reine Mehrpunkt-Verwindungsoptimierung an 8 Positionen) konvergiert die Optimierung innerhalb weniger Schritte nachdem das initiale DoE ($10 \times N$ Variablenkombinationen) durchlaufen wurde. Die Anzahl der erforderlichen MDO-Auswertungen kann in diesem Fall über die Formel $n_{MDO} = 10N + N$ abgeschätzt werden. Bei einer Laufzeit der MDO-Iteration von 3.5 h entspricht dies bei 8 Entwurfparametern einer Rechenzeit von 308 h, entsprechend 12 Tagen. Für die mit 33 Entwurfparametern durchgeführte Optimierung ergibt sich eine prognostizierte Rechenzeit von 52 Tagen. Als ungünstig für den Optimierungsverlauf erwiesen sich Nebenbedingungen, die einer Verbesserung des Zielfunktionswerts entgegenstehen. Konkret ist hierbei die Vorgabe einer oberen Grenze für den Anstellwinkel von zwei Grad zu nennen. Diese Vorgabe wurde für ca. 30 % der vom Optimierer vorgeschlagenen Entwurfspunkte verletzt. Es bleibt zu untersuchen, in wie weit eine Abstimmung der Modellfunktionen für binäre Nebenbedingungsfunktion auf Optimierer dieses Verhalten verbessern kann. Die Optimierung des lastadaptiven Flügels erwies sich als Herausforderung für das Optimierungsverfahren, bei dem die gesetzte Konvergenzschranke nicht erreicht wurde. Die Auswertung ergab eine hohe Anzahl von Lösungen mit annähernd gleichem Zielfunktionswert bei auffälliger Streuung der Werte für die Klappenausschläge. Um dieses Verhalten zu veranschaulichen wurden die 15 hinsichtlich des Zielfunktionswerts besten Konfigurationen ($FC = 1.484 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$ bis $1.490 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$) ausgewählt und die Streuung der Parameterwerte untersucht. In Bild 4.126b sind der missionsgewichtete Kraftstoffverbrauch als auch die Verbräuche für die einzelnen Reiseflugfälle aufgeführt. Jeder Balken im Diagramm bezeichnet eine Konfiguration, die durch ihre Iterationsnummer 4.126a gekennzeichnet ist. Die Standardabweichung der Zielfunktion (missionsgewichteter Verbrauch) ist gering und beträgt lediglich $\sigma = 0.002 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$. Die Streuung des Kraftstoffverbrauchs für die einzelnen Reiseflugfälle ist für den am geringsten gewichteten Reiseflugfall FC2 mit erhöhter Machzahl am größten.

Bild 4.126c zeigt die Verwindungswinkel am unbelasteten Flügel („jig shape“), aufgetragen über die in Bild 4.116 gegebenen, acht spannweiten Positionen. Man erkennt, dass die Streuung

der Verwindungswinkel über weite Bereiche des Flügels ähnlich groß ist und erst im Bereich der Flügelspitze signifikant ansteigt.

Die Streuung der Steuerflächenausschläge für die 15 betrachteten Konfigurationen zeigt Bild 4.127 für die drei Reiseflugfälle. Aufgetragen sind die Winkel der Steuerflächenausschläge in Grad der über ihre ID gekennzeichneten Klappen und Querruder (siehe Bild 4.116). Es ist anzunehmen, dass die Streuung mit abnehmender Wirksamkeit des Steuerflächenausschlags ansteigt. Dies erklärt eine Zunahme der Streuung im Bereich der Querruder. Auffällig ist die große Streuung der Ergebnisse, insbesondere für den Reiseflugfall mit erhöhter Mach-Zahl (FC2). Dieser ist jedoch im Hinblick auf die Zielfunktion nur mit 10% gewichtet. Scheinbar ist dies nicht ausreichend um eine ausreichende Sensitivität für den ersatzmodellbasierten Optimierer zu erzeugen.

Auch für die Manöverlastfälle kann die in Bild 4.127 dargestellte Streuung der Steuerflächenausschläge zum Teil auf die Sensitivität der Zielfunktion bezüglich des lokalen Steuerflächenausschlags zurückgeführt werden. Diese ist für den 2.5g-Manöverlastfall im Bereich der äußeren Klappe (ID3) gering, so dass hier Fälle sowohl mit positiven als auch negativen Klappenausschlagswinkeln auftreten. Im Bereich der Querruder ist die Streuung wiederum auf eine geringe Wirksamkeit der Ruder am hochelastischen Flügel zurückzuführen.

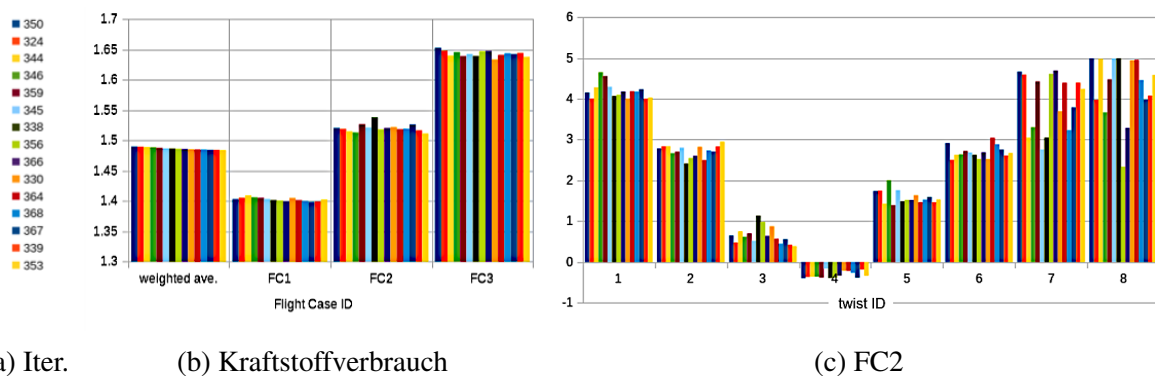


Bild 4.126: Kraftstoffverbräuchen und Verwindungswinkeln der besten Konfigurationen.

Die Auswahl der geeigneten Entwurfsparameter stellt einen kritischen Faktor dar. Die gleichzeitige Optimierung der Verwindungsverteilung und der Steuerflächenausschläge scheint Nebenminima der Zielfunktion zu begünstigen. Dies ist plausibel, da sowohl Verwindungsverteilung als auch Steuerflächenausschläge die spannweite Lastverteilung beeinflussen und diese wiederum wesentlich für den Kraftstoffverbrauch als Zielfunktionswert ist. Zudem ist von einer stark nichtlinearen Steuerflächenwirksamkeit am hochelastischen Flügel auszugehen, die das Lösungsverhalten nachteilig beeinflusst. Die Lösung des vorliegenden Optimierungsproblems erfordert somit eine hohe Anzahl von Stützstellen für das Ersatzmodell. Es bleibt zu untersuchen, in wie weit sich das Konvergenzverhalten durch eine geeignete Regularisierung verbessern lässt. Sowohl für die Verwindungsverteilung als auch für die Steuerflächenausschläge bietet sich die Zusammenfassung diskreter Entwurfsparameter zu Funktionen über die Spannweite an. Hierdurch ließe sich der Entwurfsraum verkleinern. Gleichzeitig lassen sich ungeeignete Parameterkombinationen (z.B. zickzack-Verläufe) durch die Wahl der Ansatzfunktion ausschließen. Weiterhin sollte vermieden werden unabhängige Optimierungsprobleme zusammenzufassen, wie

dies im Rahmen der Erstellung des Steuerflächenmodells geschah. Dabei wurden die Optimierungen der Klappenausschläge für jeweils drei einzelne Betriebspunkte zu einer, in Bezug auf die Zielfunktion gleichgewichteten Gesamtoptimierung zusammengefasst. Dies führt zu einer erhöhten Dimensionalität und Komplexität des Ersatzmodells und wirkt sich negativ auf das Konvergenzverhalten aus.

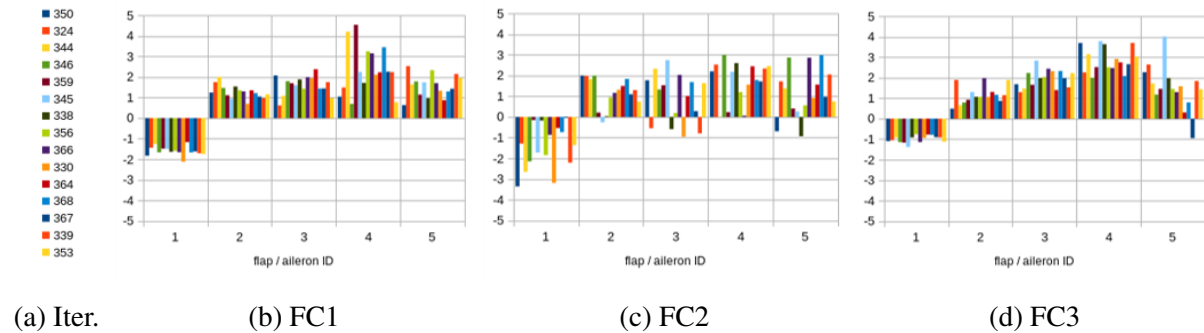


Bild 4.127: Steuerflächenausschläge der besten Konfigurationen.

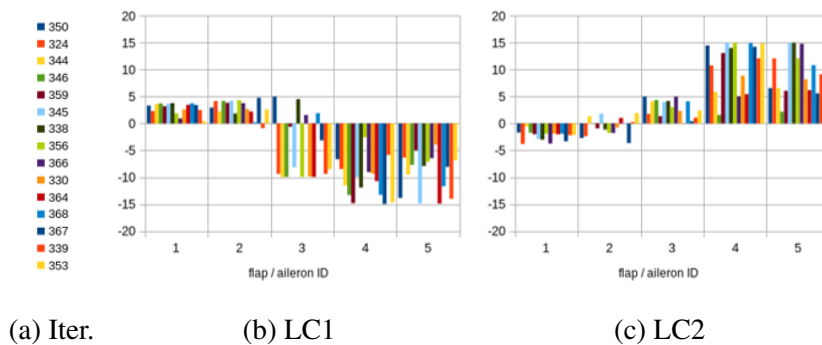


Bild 4.128: Steuerflächenausschläge MLA der besten Konfigurationen.

Strukturoptimierung als Sub-Optimierungsprozess Die Strukturdimensionierung stellt eine Sub-Optimierung innerhalb des MDO-Prozesses dar. Hierdurch wird die Anzahl der Entwurfsparameter für den Gesamtoptimierungsprozess stark reduziert. Das hochdimensionale Problem der Strukturoptimierung mit einer hohen Anzahl an Nebenbedingungen wird mit der kommerziellen Software HyperSizer® [83] gelöst. HyperSizer® zerlegt das Problem in einzelne Optimierungszonen (z.B. Stringer-versteifte Hautfelder), und löst das Strukturdimensionierungsproblem mittels effizienter, auf Faserverbundbauweise abgestimmter Verfahren. Der zonale Strukturoptimierungsansatz erlaubt eine schnelle Masseoptimierung komplexer Baugruppen mit hohem Detailierungsniveau. Jedoch garantiert dieses Vorgehen nicht sicher einen Entwurf mit minimaler Gesamtmasse. Im vorliegenden Fall des Flügels ohne Variation der Primärtopologie wird die Masseunsicherheit mit ca. 50kg abgeschätzt. Diese geht als Rauschen in den Gesamtoptimierungsprozess mit ein.

4.9 AP 3.3 „Use Case Operations“ - Structural Health Monitoring im Flug

Derzeitige Wartungsschemata basieren auf festen Wartungsintervallen. Diese Intervalle werden einerseits auf Basis einer konservativen Annahme der Fluglasten und andererseits über größtmöglicher „visible impact damage“ (VID) bemessen. Kleinere Schäden oder geringere Lasten haben auf die Wartungsplanung derzeit keinen Einfluss.

Anstatt auf feste Reparaturzyklen zurückzugreifen, sollen in Abhängigkeit des konkreten Strukturzustandes für Wartungsmaßnahmen in Zukunft lastabhängig abgeleitet werden. Als technische Grundlage ist hierfür eine Zustandsüberwachung notwendig. Die Zustandsüberwachung ist in der Lage aufgrund der Schadenscharakteristik und Annahmen über die Belastung die Restlebenszeit zu prognostizieren. Für den Anwendungsfall „Flügelhaut“ eines neuartigen Kurzstreckenflugzeugs aus Faserverbundkunststoffen (FVK) soll eine Zustandsüberwachung entwickelt und ihr Potenzial bestimmt werden. Wegen der neuartigen Konfigurationen wird ein model-basierter Ansatz gewählt. Zentrales Merkmal hierbei ist, dass sowohl die Lasten als auch die Schadensmodelle für jedes Hautfeld individuell modelliert werden. Durch die Bereitstellung eines parametrischen Schadensmodells kann eine spätere Analyse vorbereitet werden. Damit lassen sich Wartungsintervalle flexibilisieren („predictive maintenance“).

4.9.1 Unterstützung in der Definition der Anforderungen

Das DLR unterstützt den Verbundführer Airbus bei der Definition der Anforderungen an das Überwachungssystem für einen Flügel. Drei Hauptziele wurden für AP3.3 identifiziert:

- Konzeption eines „Hybride Monitoring System“ basierend auf „Structural Health“ und „Load Monitoring“. Potentielle Anwendungsfälle für das „Monitoring System“ sind das „Pilot Point“ und das Hautfeld.
- Kategorisierung (accidental, fatigue, environmental) und Skalierung der Schäden auf Basis von Technologie und Größe unter Zuhilfenahme der historischen Daten
- Auswahl des idealen Wartungskonzepts
- Auswirkung des Designs auf die Lebenszykluskosten

4.9.2 Konzept für Überwachungssystem

Konzept Das Konzept des Überwachungssystems basiert auf einer Lastanalyse aller im Betrieb auftretenden Lasten und einer Schadenstoleranzanalyse wie sie als Prozessschaubild in Bild 4.129 dargestellt ist. Die Lastanalyse basiert in einem operationellen Szenario aus den Flugdaten (Klappenstellung, Schubhebel, Machzahl etc.) (Prozessschritt „Standard Aircraft Parameters“) aus denen simulativ Lasten auf der Flugzeugstruktur (Prozessschritt „Loads“) ermittelt werden können. Für diese Forschungsarbeit stehen keine Flugdaten zur Verfügung, weshalb die möglichen Flugzustände über die „Flight Data Simulation“ simulativ ermittelt werden. Diese Flugzustände können mit den Häufigkeiten aus „Empirical Load History + Forecast“ kombiniert, um eine Lathistorie über das Flugzeugleben zu erzeugen. Anschließend wird eine Lebensdaueranalyse auf Basis der „Damage Tolerance“ durchgeführt, um die Kritikalität von Schäden unter den gegebenen Lasten zu bewerten. Hiermit können Strukturen zustandsüberwacht werden, was

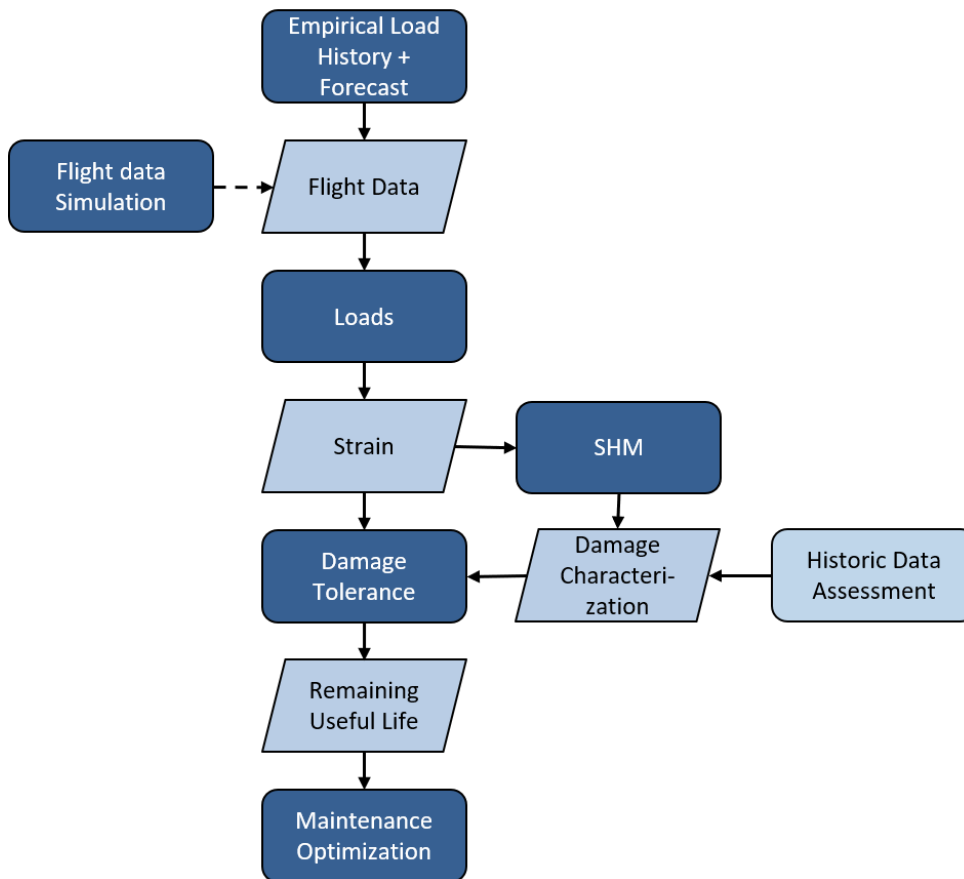


Bild 4.129: Konzept der Zustandsüberwachung.

in anschließenden Prozessen zur Wartungsplanung für eine vorausschauende Wartung eingesetzt werden.

Lasthäufigkeiten Das Konzept der Zustandsüberwachung basiert auf der Verwendung der Flugzeugsensoren („Standard Aircraft Parameters“). Diese Flugdaten sind im Rahmen des Projektes nicht verfügbar. Daher wird ein Verfahren etabliert, mit dem die Beanspruchung der Struktur während der Operation mittels diskreter Lastfälle approximiert wird. Die Häufigkeit sowie Heftigkeit dieser diskreten Lastfälle basieren auf Statistiken aus der Literatur sowie Statistiken abgeleitet von Missionssimulationen. Die Daten aus der Literatur stammen aus der Veröffentlichung von Rustenburg et al. [84], in dem die Lasten von 10066 Flügen mit dem Airbus A-320 aufgezeichnet und statistisch aufgearbeitet wurden. Da die Statistik zu Roll Manövern nicht in dieser Literatur enthalten sind, werden Missionsdaten aus Missionssimulationen, die während einer vorherigen Projekts [85] erzeugt wurden, verwendet. Diese Missionsdaten werden gleich dem in [84] verwendeten Ansatz zur Bestimmung von Häufigkeit und Heftigkeit analysiert. Da für das Rollmanöver die Rollrate der maßgebliche Parameter ist, wird die Zeitreihen der Rollrate dahingehend untersucht, wie oft verschiedene Rollraten während der Mission auftreten. Daraus resultiert eine Häufigkeitsverteilung. Das Ergebnis dieser Analyse ist in Bild 4.130 dargestellt.

Die Grafik zeigt die kumulative Häufigkeit pro 1000 Flugstunden (y-Achse) über die aufge-

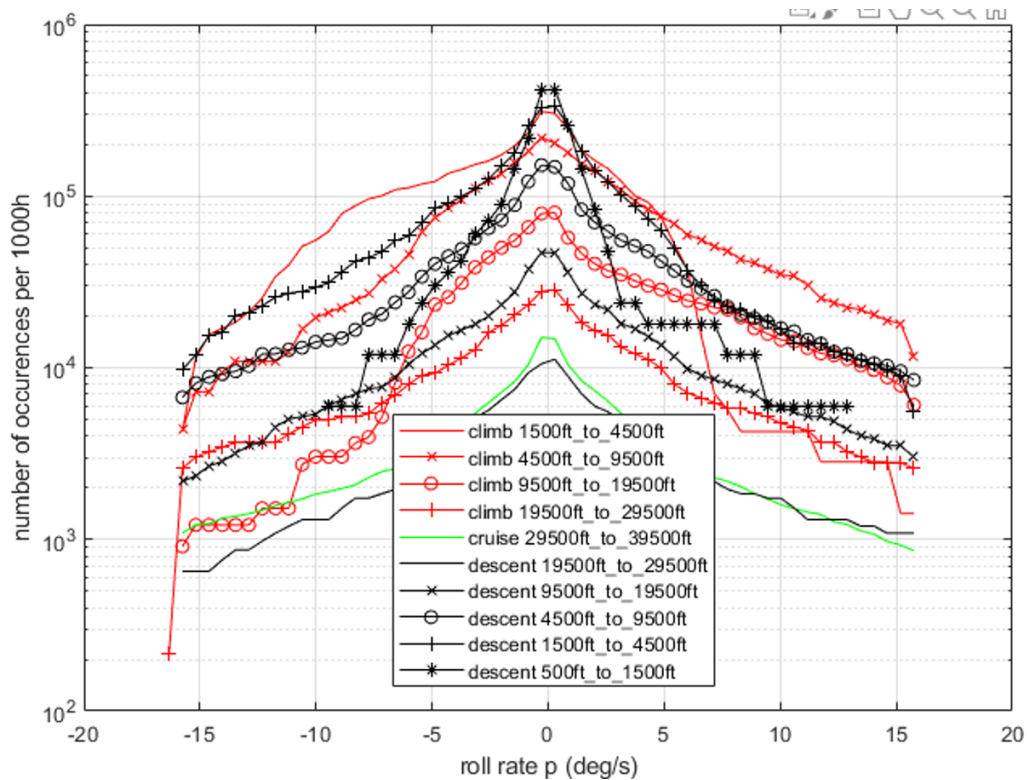


Bild 4.130: Häufigkeit von Roll Lastfällen für betrachtete Flugmissionssegmente.

tretenen Rollraten. Der Steigflug (climb) ist in 4 Untersegmente unterteilt, in Abhängigkeit der Flughöhe. Der Reiseflug (cruise) besteht aus einem Segment, während der Sinkflug (descent) aus 5 Segmente besteht. Die genannte Unterteilung in Untersegmente basiert auf [84] ergibt eine repräsentative Flugmission, dargestellt in Bild 4.131, bestehend aus vier Segmenten: Steigflug, Reiseflug, Sinkflug und Landung. Die Flugpunkte, an denen die diskreten Lastfälle berechnet werden, sind entlang der Flugmission durch Punkte dargestellt.

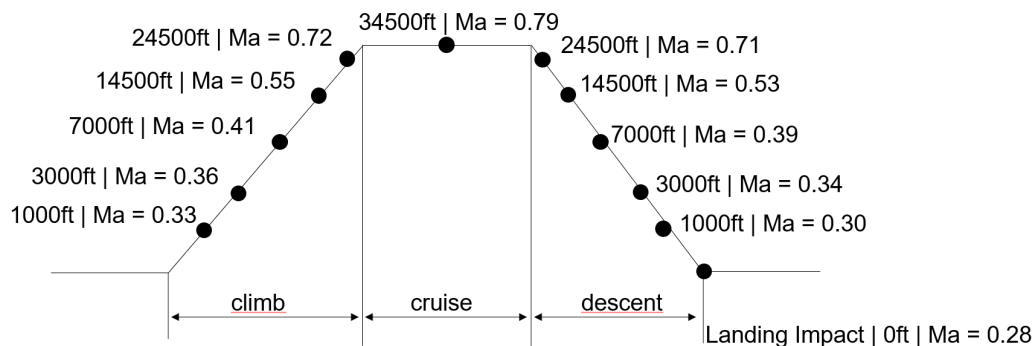


Bild 4.131: Referenz Flugmission.

In der Prozessbeschreibung 4.129 ist dies mit „Empirical Load History + Forecast“ dargestellt.

Verwendet werden die Häufigkeiten der auftretenden Lasten in den verschiedenen Segmenten der Flugmission (Steigflug, Reiseflug, Sinkflug und Landung) bei 1000 Flugstunden auf unterschiedlichen Flughöhen. Diese Datenpunkte werden mit den Häufigkeiten der auftretenden Lasten eingelesen, anschließend interpoliert bzw. extrapoliert, auf die Flugdauer des Anwendungsfalls skaliert und deterministisch auf die Flugzeit verteilt. Bild 4.132 zeigt das Ergebnis für eine Beispielmision. Dargestellt sind die Lastereignisse als Punkte über die Missionsdauer mit der zugehörigen Flughöhe. Der Durchmesser der Punkte verdeutlicht die Höhe der Lasten bei einem Lastereignis. Es ist auch zu sehen, dass in Reiseflughöhe weniger Lastereignisse auftreten als in niedrigeren Höhen. Das Missionsprofil wird bei $t = 0.2$ mit dem Landestoß (blauer Punkt) beendet. Auf Basis der statistischen Daten können geeignete Lastereignisse definiert werden, die ein komplettes Flugzeugleben beschreiben.

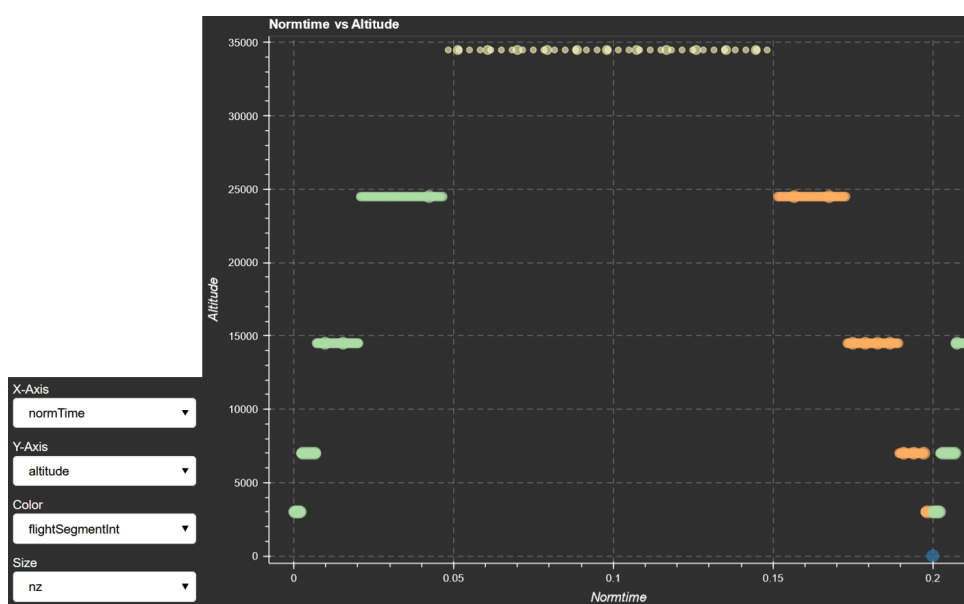


Bild 4.132: Lastereignisse über die Missionsdauer und Flughöhe.

Das vorgestellte Verfahren soll verwendet werden, um den Prozess der Zustandsüberwachung zu testen und sensitive Parameter zu identifizieren. Zusätzlich soll das hier beschriebene Vorgehen erweitert werden, um Lastereignisse stochastisch zu modellieren statt sie deterministisch und gleichförmig über die Flugzeuglebensdauer zu verteilen. Weiterhin wird das Verfahren auf mehrere ausgewählte Positionen entlang des Flügels angewendet.

Lastensimulation für Referenzmission Die in diesem Abschnitt beschriebene Arbeit findet dich im Prozessschaubild Bild 4.129 unter „Loads“ wieder. Ergebnis dieses Teilprozesses sind die Schnittlasten $F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z$ an Monitoring Punkten, die über gesamte Flugzeugstruktur verteilt sind. Somit ist der Belastungszustand für jede Komponente der Flugzeugstruktur bekannt. Die genannten Monitoring Punkte beschreiben das „Cut-grid“ und sind in Bild 4.133 dargestellt.

Die Schnittlasten resultieren aus Simulationen der möglichen Belastungszustände, die während einer Flugmission auf die Flugzeugstruktur wirken. Die Simulationen basieren auf einem dynamischen flexiblem Flugzeugmodell, das ein Strukturmodell gekoppelt mit einem aerodynamischen

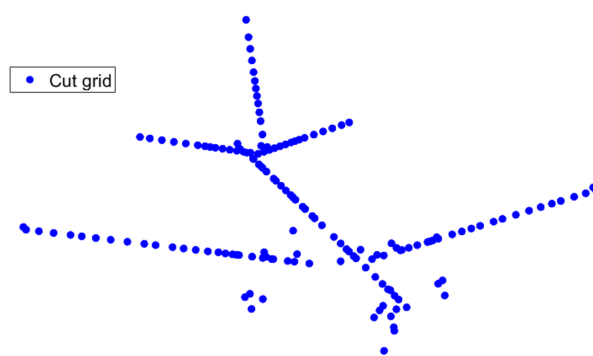


Bild 4.133: Monitoringpunkte auf der Flugzeugstruktur an denen Schnittlasten berechnet werden.

Modell enthält. Das Strukturmodell ist ein reduziertes FEM-Modell, wobei die Massenverteilung durch sogenannte „lumped masse“ approximiert wird. Die aerodynamischen Lasten werden mittels eines Panelverfahrens, der „Vortex Lattice“-Methode, die auf der Potentialtheorie basiert, berechnet. Strukturmechanik und Aerodynamik werden in den Bewegungsgleichungen (Nichtlineare Newton Euler für die Starrkörperbewegung, sowie lineare Differentialgleichung zweiter Ordnung für die Strukturmechanik) zusammengeführt. Die Modellgenerierung findet dabei in der VarLoads-Umgebung [86] statt.

Die Referenzmission, siehe Bild 4.131, ist durch 12 Flugpunkte diskretisiert. Jeder Flugpunkt ist durch Machzahl und Flughöhe definiert. An jedem einzelnen Flugpunkt werden alle möglichen Lastfalltypen, die maßgebend für das Schadenswachstum sind, simuliert, die an diesem Flugpunkt während der Mission auftreten können. Die Häufigkeitsverteilung jedes Lastfalltyps ist in Abhängigkeit von einem Parameter definiert. Dieser Parameter wird im Folgenden „Häufigkeitsparameter“ genannt. Es ist nicht für jeden Lastfalltypen möglich, diesen Häufigkeitsparameter in der Simulation direkt einzustellen. Für diese Lastfalltypen müssen Simulationsparameter definiert werden, um den Wertebereich des Häufigkeitsparameters abzubilden. Die im Flug auftretenden angenommen Lastfälle bestehen aus „Pull-Up/Pull-Down“-Manövern, Rollmanövern und diskreten Böen (aus CS 25.341 [87]). Des Weiteren wird noch der Landestoß simuliert. Für das „Pull-Up/Pull-Down“-Manöver ist der Häufigkeitsparameter das vertikale Lastvielfache N_z . Dieser Parameter kann in der Simulation auch als Simulationsparameter verwendet werden. Die bei diesem Manöver auftretenden Schnittlasten werden durch Trimmung des Flugzeugmodells mittels des Höhenleitwerks auf das benötigte Lastvielfache, berechnet. Da das Ergebnis ein quasistationäres Manöver ist, beinhaltet die Lastverteilung pro Monitoringpoint und Schnittlastgröße einen Wert.

Für das Rollmanöver ist die Rollrate p der Häufigkeitsparameter, welcher auch für diesen Lastfalltyp als Simulationsparameter verwendet werden kann. Ähnlich dem „Pull-Up/Pull-Down“-Manöver wird die Lastenverteilung durch Trimmung des Flugzeugmodells mittels der Querruder auf die definierte Rollrate berechnet. Da das Ergebnis ein quasistationäres Manöver ist, beinhaltet die Lastverteilung pro „monitoring point“ und Schnittlastgröße einen Wert.

Anders verhält es sich für die Simulation der diskreten Böen, definiert nach CS 25.341 [87]. Der Häufigkeitsparameter bei diesem Lastfalltypen ist das vertikale Lastvielfache N_z . Die Simulation von diskreten Böen hat als Simulationsparameter Böengradient H sowie Amplitude A . Die

Amplitude wird variiert, indem die Referenzamplitude \bar{A} aus der Zulassungsvorschrift CS 25.341 mit einem Faktor multipliziert wird, wodurch sich die Amplitude durch $A = \bar{A} \cdot f$ berechnet. Durch Variation dieser Parameter sollen die simulierten Lastfälle die Häufigkeitsverteilung in Abhängigkeit von N_z möglichst gut abbilden. Das Durchfliegen einer diskreten Böe stellt einen dynamischen Lastfall dar, da die Anregung durch die Böe transient ist. Daraus resultiert auch ein transienter Verlauf der Schnittlasten.

Die auftretenden Lasten während der Landung werden mittels der Simulation des Landestoßes approximiert. Der Häufigkeitsparameter für diesen Lastfalltyp ist das vertikale Lastvielfache N_z . Der Simulationsparameter ist die Sinkgeschwindigkeit w_l . Dieser beschreibt die Sinkgeschwindigkeit des Flugzeugmodells relativ zur Landebahn. Da neben dem Landestoß selbst auch das Nachschwingen der Flugzeugstruktur für die darauffolgende Schadenbetrachtung von Bedeutung sein kann, werden auch hier die Schnittlasten als Zeithistorien generiert.

In der nachfolgenden Tabelle 4.34 sind nochmals alle Lastfalltypen sowie zugehörige Parameter aufgezeigt. Die drei Lastfalltypen, die während des Fluges auftreten, werden für jeden einzelnen Flugpunkt inklusive aller Simulationsparametervariationen berechnet.

Lastfall	Häufigkeitsparameter	Simulationsparameter
„Pull-Up/Pull-Down“	Lastvielfaches N_z	$N_z = [-1 : 2.5]$
„Roll“	Rollrate p	$p = [-35 : 35] \frac{\text{deg}}{\text{s}}$
Diskrete Böe	Lastvielfaches N_z	Böengradient $H = [9 : 107]$ Skalierung $f = [0.2 : 1]$
„Landing Impact“	Lastvielfaches N_z	$w_l = [0.25 : 10] \left(\frac{\text{ft}}{\text{s}}\right)$

Tabelle 4.34: Lastfälle zur Approximation der möglichen auftretenden Beanspruchungen während der realen Flugmission.

Um exemplarisch die berechneten Lasten darzustellen, ist in Bild 4.134 das Biegemoment für den rechten Flügel für die in Tabelle 4.34 gezeigten Lastfälle dargestellt. Die x-Achse beschreibt die Position auf dem Flügel während die y-Achse das normierte Biegemoment darstellt. Die Normierung erfolgt bezüglich der bei einem 2.5g Pull-Up auftretenden Biegemoments. Grafik zeigt die minimal sowie maximal auftretendes Biegemoment an der jeweiligen Stelle des rechten Flügels. Somit bilden die zwei gezeigten Kurven pro Lastfall Typ die Umhüllende, innerhalb welcher die simulierten Lastfälle auftreten.

Die Übergabe des „Loads“-Moduls beinhalten die Größen $F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z$ an den „monitoring points“, dargestellt in Bild 4.133, die über gesamte Flugzeugstruktur verteilt sind. Die simulierten Lasten werden pro Lastfalltyp (Pull-Up/Pull-Down, Roll, diskrete Böe und Landestoß) in einem eigenen HDF5-File gesammelt, die als Schnittstelle zwischen dem „Loads“ und dem „Strain“ Modul dienen.

Lasttransformation Global-Lokal und Rainflow Counting Die im vorigen Abschnitt beschriebenen transienten und quasistationäre Lastfälle auf Flugzeugebene werden in einen automatischen Prozess auf einen globales FEM Modell des Flugzeuges aufgebracht, um den Dehnungsverlauf auf Strukturebene zu ermitteln. Zur Erstellung des Spektrums wird ein „Rainflow

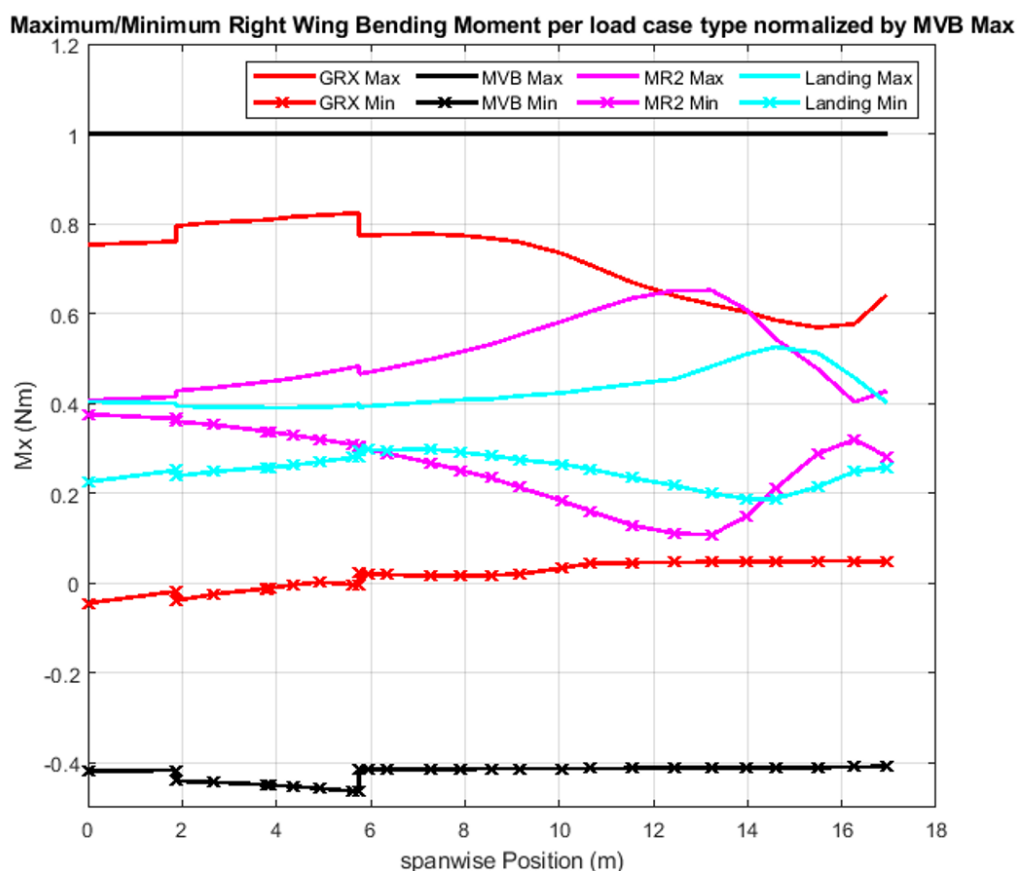


Bild 4.134: Referenz Flugmission.

Counting“ [88] verwendet. Bild 4.136 zeigt gestrichelt ein beispielhaftes transientes Dehnungssignal auf einem Hautfeld der Flügeloberschale. Da für die Ermüdung und Schadenswachstum die nur die Amplituden zwischen Minima und Maxima relevant sind, wird durch das „Rainflow Counting“ danach gefiltert (grüne Linien).

Für die im verwendete Schadenstoleranzmethode müssen statt reinen Amplituden die Start- und Endlast berücksichtigt werden, was ein 2D-Lastspektrum ergibt. Dies verdeutlicht Bild 4.136.

Vorgehensweise zur Schadenstoleranzanalyse Zur Lebensdaueranalyse einer Flügeloberschale aus FVK wird die Methode von Bogenfeld [89] angewendet. Es ist eine Schadenstoleranzmethode für größtenteils druckbelastete Bauteile und betrachtet die Belastung an einem Delaminationsrand aufgrund von Sublaminatbeulen. Bild 4.137 veranschaulicht den Belastungszustand und das ausbeulende Sublaminat. Mit steigender Dicke des Sublaminates steigt die Beullast, wodurch kleinere Drucklasten weniger Relevanz haben. Weiterhin steigt die Energiefreisetzungsrates bei steigender Sublaminatdicke, was zu größer Schädigung führt. Es wird das oben beschriebene Dehnungsspektrum verwendet.

Schädigung des Delaminationsrandes Die Schädigung eines Lastwechsels von Start- zur Endlast wird über die Differenzen der Energiefreisetzungsrates $abs(\Delta SEER)$ beschrieben.

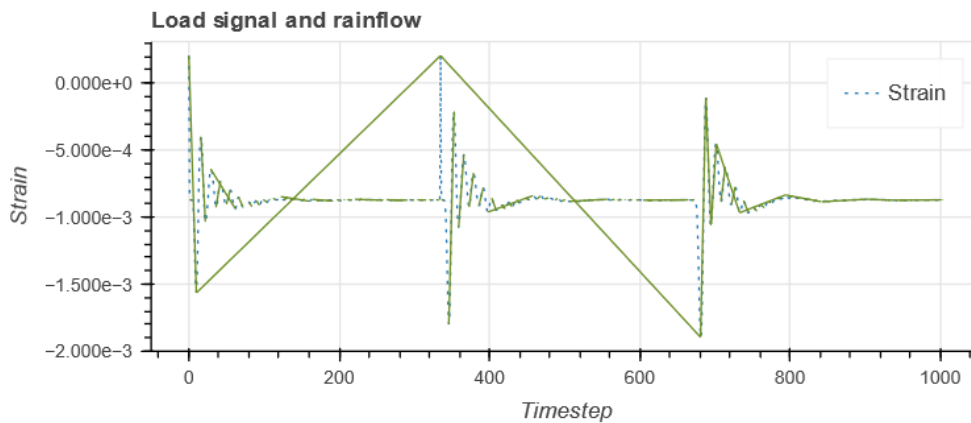


Bild 4.135: Transientes Dehnungssignal auf einem Hautfeld der Flügeloberschale. In grün sind die Lastamplituden des Rainflow-Counting zu sehen.

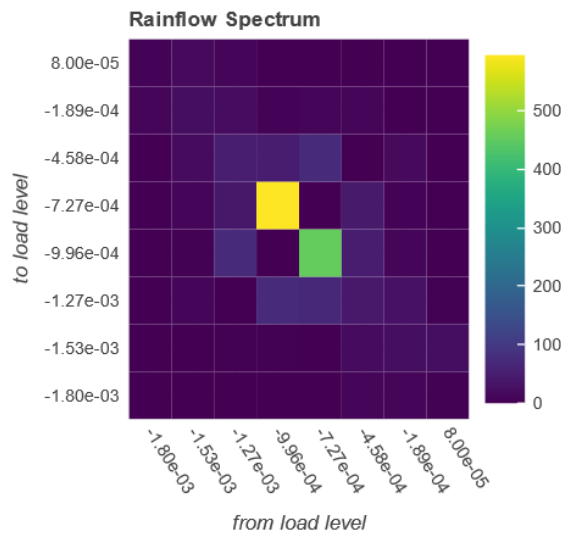


Bild 4.136: Lasthäufigkeiten im 2D-Rainflow Spektrum.

ben, was von Bogenfeld [89] im Detail dargestellt ist. Die Energiefreisetzungsraten sind in Bild 4.138 in Abhängigkeit der Start- und Endlast dargestellt. Es ist offensichtlich, dass die größten Schädigungen bei den größten Lastamplituden auftreten. In der rechten oberen Ecke sind die $abs(\Delta SERR) = 0$, da hier die Drucklast zu gering ist, um das Sublaminat ausbeulen zu lassen.

Gesamtschädigung Wird nun das Rainflow-Spektrum aus Bild 4.136 mit den $abs(\Delta SERR)$ aus Bild 4.138 elementweise multipliziert, ergibt sich die dazugehörige Schädigung des Delaminationsrandes für die jeweiligen Lastwechsel und Häufigkeiten, was in Bild 4.139 dargestellt ist. Als Ergebnis lässt sich die Gesamtschädigung aller Lastsprünge über die Palmgren-Miner Regel ermitteln, auf deren Basis ein prognosebasierte Wartungsplanung ermöglicht wird. Die

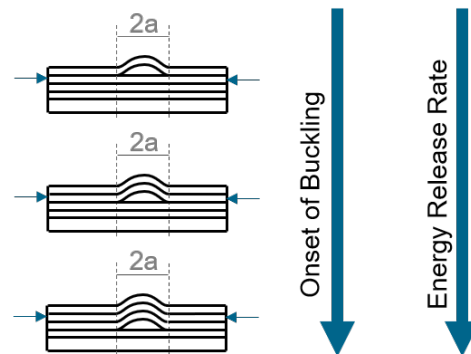


Bild 4.137: Ausbeulende Sublaminat dargestellt für das erste, zweite und dritte Interface.

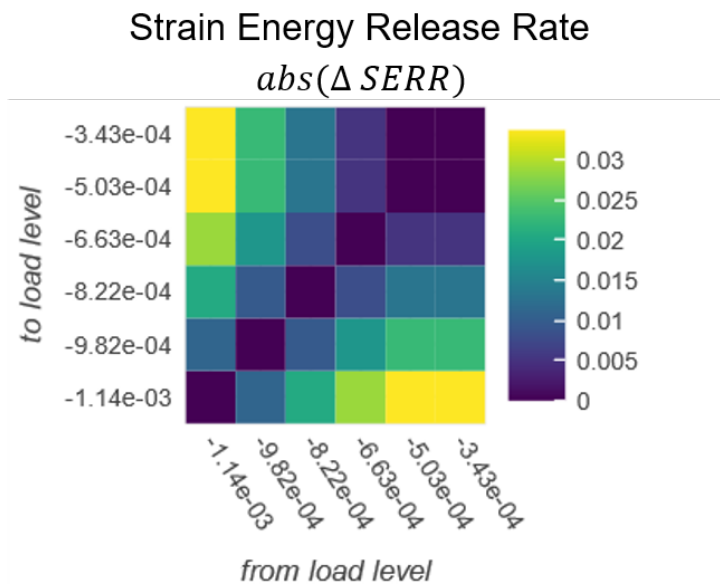


Bild 4.138: Differenzen der Energiefreisetzungsraten in Abhängigkeit der Start- und Endlast.

Schädigungen sind stark abhängig vom Lagenaufbau und des betrachteten Interfaces. Ein Interface mit wenigen Lagen (z.B. Bild 4.137 links) beult eher aus, jedoch sind die Differenzen der Energiefreisetzungsraten gering. Durch diese Abhängigkeit muss jedes Interface als potentiell kritischstes analysiert werden.

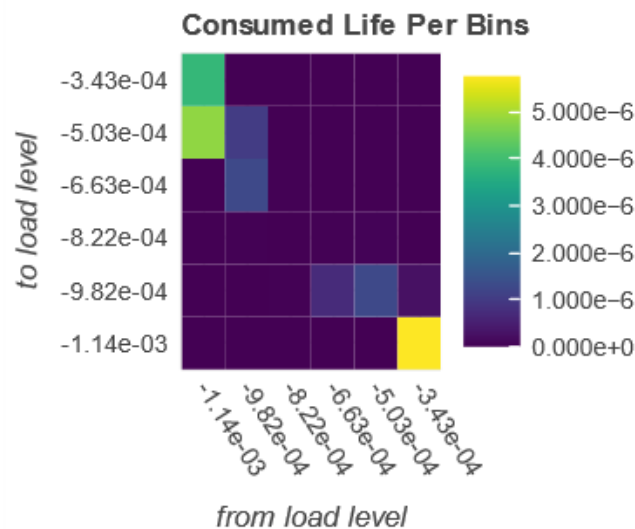


Bild 4.139: Schadensindex für jeden betrachteten Lastwechsel und die dazugehörige Häufigkeit.

4.9.3 Nachweis des Konzepts auf Elementebene

Im Arbeitspaket AP 2.3.2 wurde ein System zur Zustandsüberwachung mit systemübergreifenden Datenfusion und Analyse entworfen. Zwei Aspekte des entwickelten SHM-Konzepts wurden dazu auf Laborebene umgesetzt:

- Die Integration des SHM-Systems in die Avionik-Hardware und
- die Integration von Dehnungsinformationen in das SHM-System zur verbesserten Schadenserkennung. Die Ergebnisse werden im entsprechenden Meilensteinbericht [90] präsentiert.

Integration des SHM-Systems in die Avionik Folgend ist die Zusammenführung des „Structural Health Monitoring“ (SHM) Systems mit der „Smart Digital Infrastructure“ (SDI) beschrieben. Hierbei wird auf die Anpassung des SHM-Systems aufgrund der Rahmenbedingungen des „Smart Digital Infrastructure“ eingegangen.

Beschränkungen des Avioniksystems: Die „Smart Digital Infrastructure“ besteht nicht aus einem Computer dessen Leistung mit der eines PCs oder eines Smartphones vergleichbar ist, sondern mit der eines Mikrocontrollers. Somit kann die gewöhnliche SHM-Software nicht direkt übernommen werden, sondern muss für die „Smart Digital Infrastructure“ angepasst und die Daten reduziert werden.

Simuliertes SHM-System: Die erste Idee zur Interaktion der „Smart Digital Infrastructure“ mit dem SHM-System war, dass die „Smart Digital Infrastructure“ eine Anfrage an das SHM-System sendet, diese daraufhin Daten aufnimmt und eine Schadenslokalisierung durchführt. Aufgrund der Taktungszeit von 540µs ist diese Abfolge allerdings nicht möglich, sodass angenommen wird, dass das SHM-System regelmäßig Messungen durchführt und somit einen periodisch aktuellen Datensatz zur Verfügung stellt, welcher von der „Smart Digital Infrastructure“ abgerufen wird.

Umsetzung: Die SHM-Logik, welche auf der „Smart Digital Infrastructure“ läuft, ist eine

sehr vereinfachte Variante der Schadenlokalisation basierend auf den Schadensindizes. Wie auch in Bild 4.140 dargestellt, wird als erstes überprüft, ob ein Schaden vorhanden ist. Wenn dies nicht der Fall ist, wird die Abfrage auf einen Schaden auf falsch gesetzt. Ist jedoch ein Schaden vorhanden, wird mithilfe der geometrischen Informationen der überwachten Struktur berechnet in welchem Lokalisierungs-Abschnitt ein Schaden aufgetreten ist. Diese Position wird ausgegeben und die Abfrage nach einem Schaden auf wahr gesetzt.

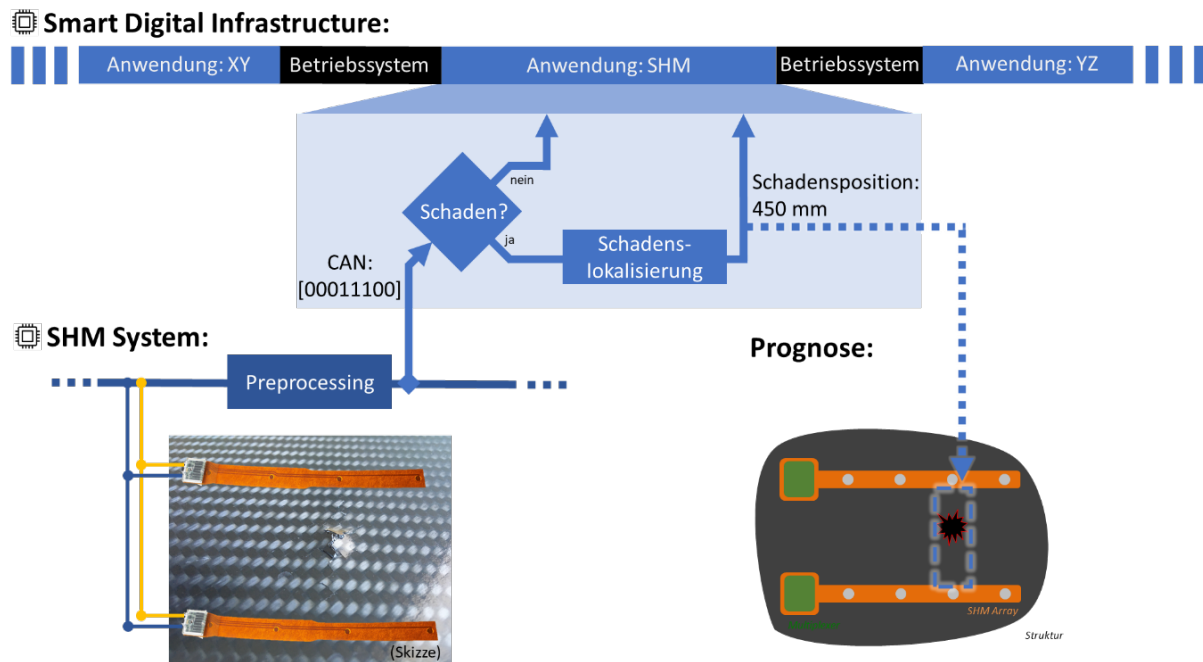


Bild 4.140: Einbindung des SHM-Systems in die Smart Digital Infrastructure

SHM und Load Monitoring System Für den Nachweis des Konzepts auf Elementebene wurde ein experimenteller Datensatz aus dem abgeschlossenen Lufo-Projekt KamoS verwendet. Im Rahmen des Projekts wurde eine Rumpfstruktur aus Verbundwerkstoffen, die auf dem Airbus A350 basiert, mit einem SHM-Wandlernetzwerk und mehreren DMS instrumentiert. Der Kamos-Datensatz ist aus mehreren Gründen besonders geeignet, um die Integration des SHM-Systems in die Prozesskette zu demonstrieren. Aus struktureller Sicht stellt die Türumgebung eine große Faserverbundstruktur mit komplexer Geometrie dar, in die für Faserverbundstrukturen übliche Schadensarten eingeführt wurden. Außerdem wurden drei repräsentative Lastfälle bis zu 75% der Grenzlast angewendet. Was die Datenerfassung anbelangt, wurden während der gesamten Prüfkampagne die DMS- und GW-SHM-Signale erfasst und die eingebrachten Schäden wurden zu Referenzzwecken einer zerstörungsfreien Prüfung mit Ultraschall unterzogen. Obwohl sich die KamoS-Struktur stark von der Flügelstruktur im Verbundvorhaben INTELWI unterscheidet, ermöglicht sie unter dem Gesichtspunkt der Überwachung die Demonstration des im Projekt entwickelten Konzepts auf Elementebene. Die folgenden Hauptpunkte werden angesprochen:

- Schadenserkenkung in Verbundstrukturen mit komplexen Geometrien

- Lasteinwirkung auf das SHM-System
- Schadenserkennung unter wechselnden Lastbedingungen

4.9.4 Systemübergreifende Datenfusion

Für die Entwicklung von daten-getriebenen Wartungsmethoden sind Daten unabdingbar. Zentrale Grundlage hierfür ist der digitaler Zwilling [91]. Durch die kontinuierliche Erhebung der Daten kann das Verhalten, der Status und der Zustand eines physikalischen Objekts digital gespiegelt werden. Der sogenannte digitale Faden skizziert diesen Datenfluss als auch die zeitlichen und funktionalen Verknüpfungen der Daten. Mit Hilfe des Internet der Dinge (IoT) werden Echtzeitdaten von physischen Systemen wie Smart Factory, Wartungsbetrieben und das oben bereits vorgestellte Structural Health Monitoring gesammelt. Eine zentrale Aufgabe des digitalen Zwillings ist die Harmonisierung und Synchronisierung dieser Daten. Die Datafusion bereitet und führt die Daten zusammen.

Da die Technologie und deren Umsetzung noch in der Entwicklung sind, wurde in diesem HAP der Ansatz gewählt, die Datenbewertung konzeptionell als auch experimentell zu demonstrieren. Diese zwei unterschiedliche Annäherung an die Fragestellung werden im folgenden Entwicklungsmoden und operationaler Modus genannt. Zunächst werden die Anforderungen aus dem Projekt definiert. Im Anschluss wird eine Lösung vorgestellt.

Entwicklungsmodus Das Monitoring System während des Flugzeugentwicklungsprozesses dient dazu, Nutzungsdaten aus dem Designprozess bereitzustellen. Dies umfasst beispielsweise Daten auf Basis von Fatigue-Annahmen, angedachten Nutzungsprofilen und anderen relevanten Informationen. Es werden Modellannahmen verwendet, um das Verhalten des Flugzeugs unter verschiedenen Bedingungen vorherzusagen. Diese Annahmen dienen als Grundlage für die Überwachung und Bewertung des Entwicklungsfortschritts. Des Weiteren werden Testdaten aus verschiedenen Quellen genutzt, einschließlich Komponententests, Bodentests und Flugtests. Diese Daten dienen dazu, die Leistung und Sicherheit des Flugzeugs zu überwachen und sicherzustellen, dass es den erforderlichen Standards entspricht. Zusammenfassend dient das Monitoring System während des Flugzeugentwicklungsprozesses dazu, relevante Daten zu sammeln, zu analysieren und zu interpretieren, um sicherzustellen, dass das Flugzeug den Anforderungen und Spezifikationen entspricht und sicher betrieben werden kann.

Operationaler Modus Das Monitoring System während des Flugzeugentwicklungsprozesses umfasst die Erfassung und Analyse verschiedener Daten, um die Leistung und Sicherheit des Flugzeugs zu gewährleisten. Hier sind identifizierte, relevante Aspekte, die in das Monitoring-System einbezogen werden können:

1. Definiertes Nutzungsprofil: Das System kann ein oder mehrere definierte Nutzungsprofile berücksichtigen, die die erwarteten Betriebsbedingungen des Flugzeugs widerspiegeln. Diese Profile können sich an den State-of-the-Art-Methoden wie MSG3 orientieren.
2. Individuelles Monitoring des Flugzeugs: Das System kann Daten auf individueller Ebene erfassen, beispielsweise durch Zuordnung zu einer bestimmten Seriennummer (MSN) oder Kennung (tail number) des Flugzeugs.

3. Aufzeichnung von Fertigungsdaten: Das System kann relevante Fertigungsdaten erfassen, um die Qualität und Zuverlässigkeit der hergestellten Flugzeuge zu überwachen.
4. Verwendung jeglicher Testdaten: Das System kann Testdaten aus verschiedenen Quellen nutzen, einschließlich Komponententests, Bodentests und Flugtests.
5. Aufzeichnung von Standardsystemparametern und speziellen SHM-Parametern: Das System kann sowohl Standardflugzeugparameter als auch spezielle Parameter des Structural Health Monitoring (SHM) von der Aktivierung bis zur Abschaltung des Flugzeugs aufzeichnen.
6. Speicherung und Übermittlung von Daten: Die erfassten Daten können im Flugzeug gespeichert und am Boden übermittelt werden, entweder kabellos, kabelgebunden oder über Speichermedien. Es kann auch eine begrenzte Speicherung im Flug für spezielle Anforderungen oder Bedingungen vorgesehen sein.
7. Zentrale Speicherung und Analyse: Die Daten können zentral am Boden gespeichert und analysiert werden, um Trends zu identifizieren und die Leistung der Flugzeuge zu überwachen.
8. Szenarien: Das Monitoring-System kann für einzelne Flugzeuge, die gesamte Flotte eines Betreibers oder für alle Flugzeuge eines bestimmten Typs konfiguriert werden.
9. Verknüpfung mit anderen Applikationen: Die erfassten Daten können mit anderen Applikationen verknüpft werden, beispielsweise mit Flottenplanungs- und Wartungsprogrammen, um die Effizienz der Flotte zu optimieren.
10. Verknüpfung mit Overload Monitoring: Das Monitoring-System kann mit einem Overload-Monitoring-System verknüpft werden, um unscheduled Inspections zu unterstützen und die strukturelle Integrität des Flugzeugs zu überwachen.

Datensystemarchitektur Nachdem die Fragestellung nach den erforderlichen Daten beantwortet worden ist, folgt die Frage der Systemarchitektur. Es wird grundsätzlich angenommen, dass jede Dateneinheit bestimmte Kosten verursacht. Demzufolge ist es das Ziel, die Menge der Daten zu reduzieren. Gleichzeitig ist eine Mindestmenge für eine erfolgreiche Zustandsbestimmung notwendig. Dem gegenübergestellt kommen noch weitere Randbedingungen wie z.B. die bestehende Architektur des Systems dazu. Es soll das Ziel sein, die Auswertung, soweit wie möglich, nah an der Ursache zu bewerten. So können hohe Datenübertragungen vermieden werden. Durch die Ausarbeitungen zu den zwei unterschiedlichen Modi reifte der Gedanke, die Daten an Bord des Flugzeuges auszuwerten, als auch möglichst nah in einem bodengebundenen Kontrollzentrum. Die bordseitigen Komponenten sammeln, speichern und übermitteln die relevanten Daten, während die bodenseitigen Komponenten die Analyse, Speicherung und Verwaltung dieser Daten übernehmen. Beide Systeme arbeiten zusammen, um die Leistung und Sicherheit des Flugzeugs zu überwachen und zu gewährleisten.

Das bordeigene System eines Flugzeugs spielt eine entscheidende Rolle bei der Überwachung des Strukturzustands und anderer wichtiger Flugzeugdaten. Durch die Verwendung von Sensoren ermöglicht das System eine direkte Messung von Parametern des Strukturzustands. Darüber hinaus erfasst es umfassende Informationen über den Zustand des Luftfahrzeugs, einschließlich Flugdaten, Leistungsdaten und anderen Betriebsparametern. Eine wichtige Funktion des bordeigenen Systems ist die Datenspeicherung. Es fungiert als Datensinke und speichert die erfassten

Daten für einen bestimmten Zeitraum. Diese gespeicherten Daten können dann entweder in Echtzeit oder zu einem späteren Zeitpunkt an das Wartungszentrum oder den Boden übertragen werden. Das System ist so konzipiert, dass es Mechanismen zur Auslösung der Datenaufzeichnung, zur Zeitstempelung der Daten und zur Speicherung der Daten in einem sicheren Speicher enthält. Dies ermöglicht eine präzise und zuverlässige Aufzeichnung und Speicherung von wichtigen Flugzeugdaten, die für die Wartung und den Betrieb des Luftfahrzeugs von entscheidender Bedeutung sind.

Das Off-Board-System umfasst Datenbanken mit historischen und aktuellen Flugzeugdaten sowie Algorithmen und Modelle für die Datenanalyse. Die Onboard-Komponenten erfassen die Daten, während die Offboard-Komponenten für die Analyse, Speicherung und Verwaltung zuständig sind. Beide Systeme arbeiten zusammen, um die Leistung und Sicherheit des Flugzeugs zu überwachen und zu gewährleisten.

Zusätzliche Beschleunigungs- oder Verformungssensoren, wie faseroptische Bragg-Gittersensoren (FBG), können zur Kalibrierung der Berechnungen und zur Verbesserung der Leistung und Genauigkeit des Strukturüberwachungssystems eingesetzt werden. Diese Sensoren ermöglichen eine präzisere Erfassung von Belastungen und Verformungen an verschiedenen Stellen der Struktur, was zu einer genaueren Bewertung des Strukturzustands führt. Für die Schadenserkenkung in bestimmten Bereichen des Flugzeugs können zusätzliche Informationen wie das Datum der Schadenserkenkung, die Größe des Schadens und andere relevante Details hilfreich sein. Diese Daten ermöglichen eine genauere Überwachung des Schadensfortschritts und können bei der Planung von Reparaturen und Instandhaltungsmaßnahmen unterstützen. Um die Unsicherheiten bei Instandhaltungsaussagen zu verringern, können statistische Informationen über die Häufigkeit von ausgelösten Ereignissen und das Schadenswachstum hilfreich sein. Durch die Analyse dieser Statistiken können präventive Maßnahmen entwickelt und die Instandhaltungsplanung optimiert werden, um die Sicherheit und Zuverlässigkeit des Flugzeugs zu gewährleisten.

Ergebnisse - Twinstash Digitale Zwillinge erfordern ein gut konzipiertes Softwaresystem oder Ökosystem, um ihre Daten und Funktionen zu hosten. Das DigTwin-Projekt hat einen Prototyp eines Datenverwaltungssystems namens Twinstash initiiert, das das Hochladen, Herunterladen und Durchsuchen von Flugdaten unterstützt. Die detaillierte Systementwicklung ist in [92] beschrieben. Twinstash bietet eine browserbasierte grafische Benutzeroberfläche, die es Benutzern ermöglicht, durch Daten nach Projekt, Zeit oder Flugzeug zu navigieren. Ein allgemeiner digitaler Zwilling mit Simulationen, Vorhersagen oder Echtzeitverarbeitung befindet sich noch in der Entwicklung. Die Architektur von Twinstash ähnelt einem Webdienst, mit einem Backend, das Softwaresysteme für Authentifizierung, Dateibereitstellung und Datenverarbeitung umfasst und leichten Frontends für die Benutzerinteraktion, die über REST API 1 auf verschiedenen Maschinen ausgeführt werden. Die REST API ermöglicht Computerprogrammen die Kommunikation über HTTP-Anfragen, Bereitstellung von Methoden zum Hochladen, Herunterladen, Bearbeiten und Löschen von Daten, umfassende Endpunktsuche nach Twinstash, erforderliche Dateien für das Rendern im Webbrowser und Authentifizierungsendpunkte. Aktuelle Anwendungen umfassen ein breites Themenspektrum, einschließlich groß angelegter Datenanalyse, Überwachung und Erweiterung. Der Digital Twin nutzt Flugzeugdaten und externe Quellen wie die Datenbank und das OpenSky-Netzwerk, um wertvolle Informationen über Flüge

bereitstellen. Wetterdaten validieren Unterschiede zwischen Flugzeugsensoren und globalen Wetterinformationen, während Flugverkehrsdaten aus dem OpenSky-Netzwerk Flugbahndaten und Live-Informationen ermöglichen.

Nachdem im vorangegangenen Abschnitt Möglichkeiten für einen operationalen Modul evaluiert worden sind, ist eine zukünftige Arbeit diese auf Basis von TwinStash zu realisieren. Als Vorstufe eignen sich die Daten, die aus dem Entwicklungsmodus gewonnen worden. Bild 4.141 veranschaulicht diese Herangehensweise.

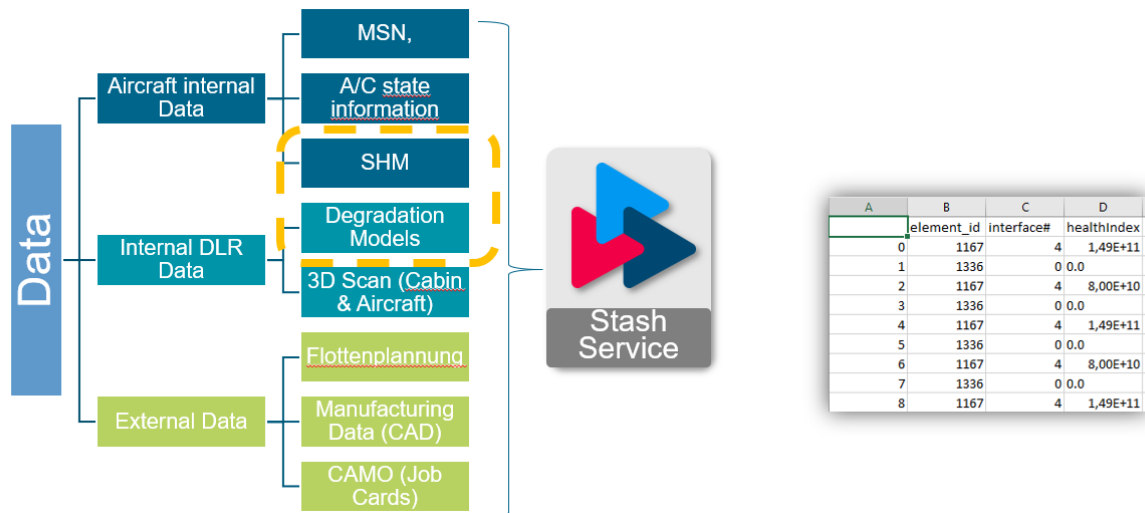


Bild 4.141: Digitaler Zwilling erstellt in TwinStash nach [92].

4.9.5 Zustandsüberwachung von Flugzeugstrukturen

Zielstellung, Motivation Derzeitige Wartungsschemata basieren auf festen Wartungsintervallen. Diese Intervalle werden einerseits auf Basis einer konservativen Annahme der Fluglasten und andererseits über größtmöglicher „visible impact damage“ (VID) bemessen. Kleinere Schäden oder geringere Lasten haben auf die Wartungsplanung derzeit keinen Einfluss.

Anstatt auf feste Reparaturzyklen zurückzugreifen, sollen in Abhängigkeit des konkreten Strukturzustandes für Wartungsmaßnahmen in Zukunft lastabhängig abgeleitet werden. Als technische Grundlage ist hierfür eine Zustandsüberwachung notwendig. Die Zustandsüberwachung ist in der Lage aufgrund der Schadenscharakteristik und Annahmen über die Belastung die Restlebenszeit zu prognostizieren. Für den Anwendungsfall „Flügelhaut“ aus Faserverbundkunststoffen (FVK) für ein neuartiges Kurzstreckenflugzeug soll eine Zustandsüberwachung entwickelt und ihr Potenzial bestimmt werden. Wegen der neuartigen Konfigurationen wird ein model-basierter Ansatz gewählt. Zentrales Merkmal hierbei ist, dass sowohl die Lasten als auch die Schadensmodelle für jedes Hautfeld individuell modelliert werden. Durch die Bereitstellung eines parametrischen Schadensmodells kann eine spätere Analyse vorbereitet werden. Damit lassen sich Wartungsintervalle flexibilisieren („predictive maintenance“).

Um die Degradation zu quantifizieren wird auf das Konzept des Gesundheitsindex (engl. „System Health Index“) zurückgegriffen. Der „Health Index“ beschreibt den Gesundheitszu-

stand auf einer Skala von 1 als einwandfreier Zustand bis 0 dem Ausfall der Komponente. Die Entwicklung der Gesundheitskomponente wird in diesem Projekt durch Ereignisse und Modelle simuliert und detailliert im entsprechenden Abschnitt beschrieben. Durch die Fusion von Betriebszuständen wie z.B. dem Flugzyklus als auch die Last z.B. Manöver und Böenlasten kann ein historisches Stressprofil erstellt werden. Durch statische Annahmen kann der Verlauf in der Zukunft abgeschätzt werden. Um dieser Unschärfe Rechnung zu tragen, wird dem „Health Index“ eine Wahrscheinlichkeitsdichte zugeordnet. Die Bestimmung der Standardabweichung bestimmt sich über Sensor-, Modell- und Annahmefehler. In einem ersten Ansatz wird eine Normalverteilung angenommen. Als Entscheidungsregel für die Wartungsplanung wird das „Worst Case“-Szenario angenommen und zu Gunsten der Sicherheit eine kleine Restlebenszeit nicht weiter genutzt.

Da Systeme aus mehreren Komponenten aufgebaut sind, die wiederum ihren eigenen „Health Index“ haben, wird ein neuer Systemgesundheitsindex (engl. „System Health Index“) eingeführt, der auf Arbeit von Kamtsiuris, Raddatz und Wende [93] aufbaut. Mithilfe einer Hierarchie zwischen den einzelnen „Health“-Indizes können Bewertungen von Komponenten, Subsystemen und Systemen getroffen werden. Durch die Einführung der Wahrscheinlichkeiten für die Komponenten werden diese durch die getroffenen Transferfunktionen in die höheren Komponenten fortgetragen.

Weiterentwicklung vom „Framework System Health Index“

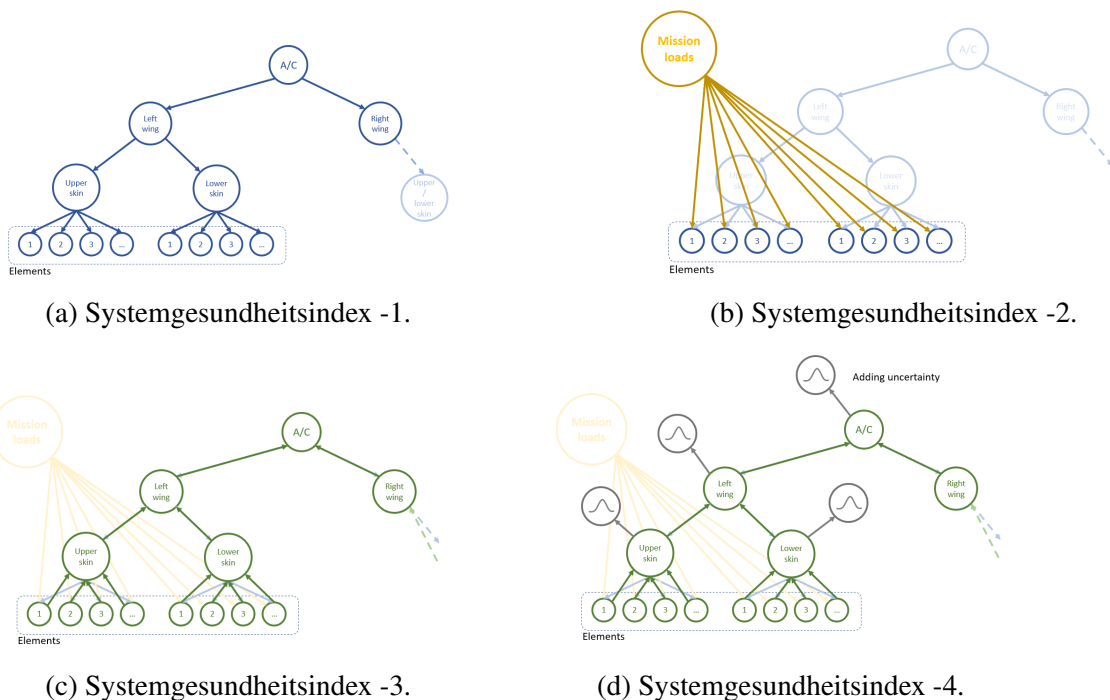
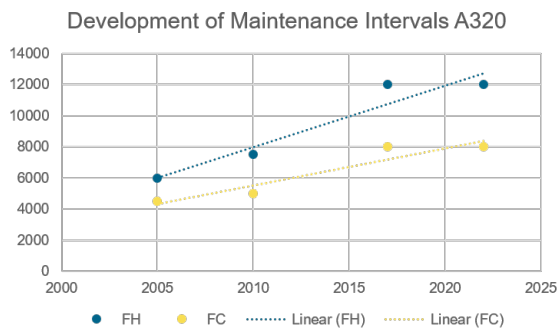
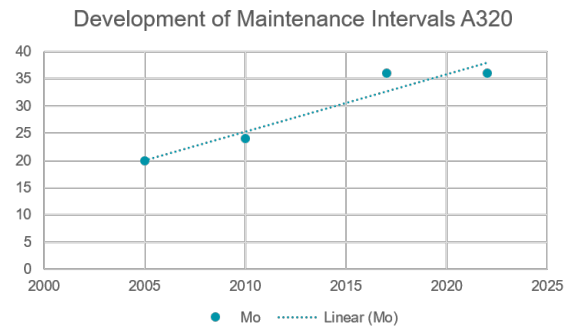


Bild 4.142: Konzept vom Gesundheitsindex.

Ergebnisse - Zustandsbasierte Wartung

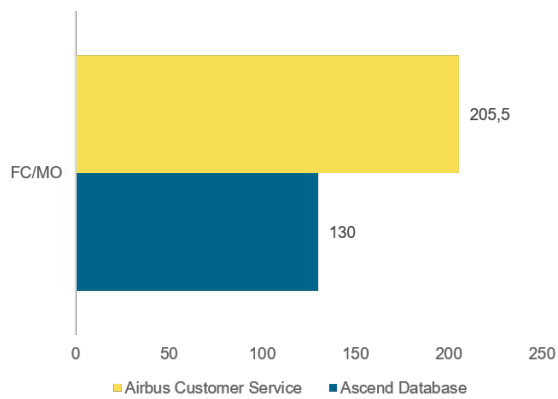


(a) Wartungsintervall in Flugzyklen und Flugstunden.

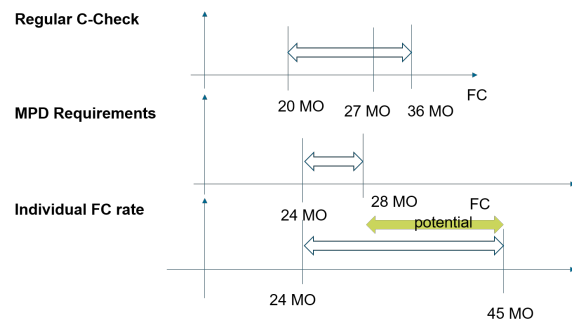


(b) Wartungsintervall in Monaten.

Bild 4.143: Zeitliche Entwicklungen vom C-Check für A320 für C-Check.



(a) Wartungsintervalle.



(b) TwinStash Beispiel.

Bild 4.144: Potenzial für Wartungsräume.

4.9.6 Übertragung auf Gesamtflügel

Referenzflügel Das Modell des betrachteten Flügels stammt aus dem DLR-Projekt Freacs [94]. Hier wurde eine Referenzkonfiguration als CPACS-Datensatz [95] geschaffen, die sich an die Geometrie und TLARs einer Airbus A320 anlehnt. Das Strukturmodell wird mit dem Tool DELiS [96] erzeugt und mit S_BOT [97] dimensioniert, was in Bild 4.145 dargestellt ist. Das Ergebnis ist ein dimensioniertes FEM-Modell mit isotropem Material. Hiervon wurden spannungselemente selektiert, die auf ihr Schadenstoleranzverhalten in Abhängigkeit der jeweiligen Laminatdicke und vorherrschenden Lasten analysiert werden sollen. Die selektierten Elemente sind in Bild 4.146 durch einen orangenen Rahmen gekennzeichnet. Für die folgende Analyse wird nur die Flügeloberschale betrachtet, da sie die für das druckbasierte Schadenstoleranzkriterium die entsprechenden Lasten aufweist.

Definition der Lamine und Schadensgrößen Die Detektierbarkeit eines Schlagschadens hängt im Wesentlichen von der permanenten Eindringtiefe am Schadensort ab. Wird hier ein



Bild 4.145: DLR D150 Flugzeugmodell

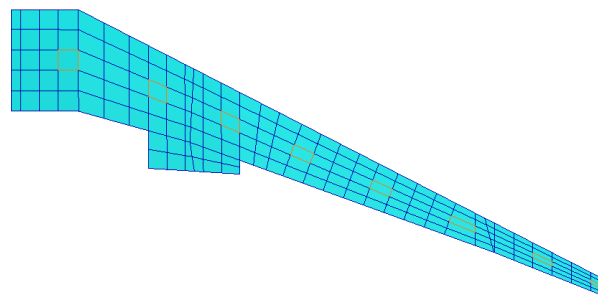


Bild 4.146: Selektierte Elemente auf der Flügel Oberschale

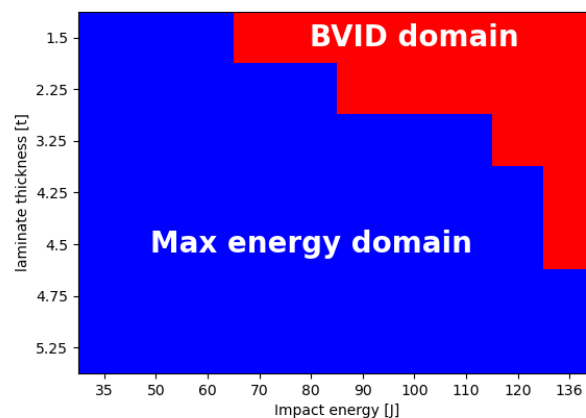


Bild 4.147: Detektierbarkeit von Schäden in Abhängigkeit der Impactgefährdung und der Laminatdicke.

für die vorgesehene Inspektionsprozedur spezifischer Schwellwert überschritten, so wird ein Schaden als detektierbar eingestuft. Höhere Einschlagenergie, die zu potenziell größeren Schäden führen könnten, sind damit für die Auslegung nicht mehr zu berücksichtigen. Sollte ein solcher Schaden im Betrieb auftreten, so wird dieser detektiert und zieht eine entsprechende Reparatur der Struktur nach sich.

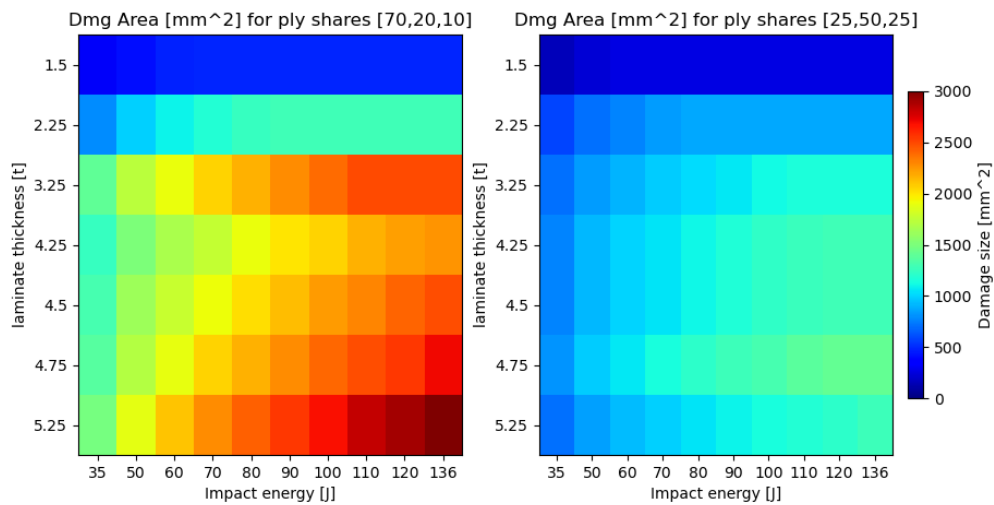


Bild 4.148: Auslegungsrelevante Schadensgrößen für gerichtete Laminare ([70/20/10]) und quasiisotrope Laminare ([50/25/25]).

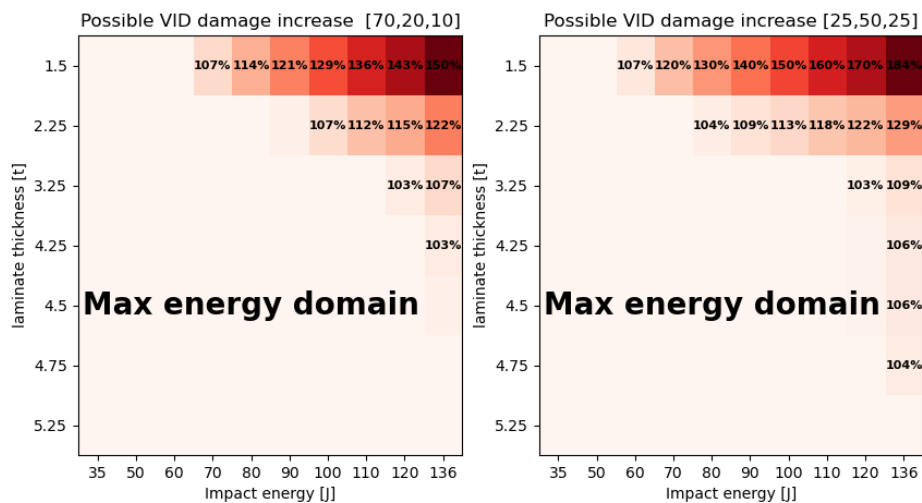


Bild 4.149: Maximale zu erwartende Überhöhung der Schadensgröße bei Auftreten eines VID für gerichtete Laminare ([70/20/10]) und quasiisotrope Laminare ([50/25/25]).

Bild 4.147 zeigt, dass das Auftreten sichtbarer Schäden vor allem dünne Laminare betrifft. Hier definiert das Überschreiten der Detektionsschwelle die maximale, auslegungsrelevante Schadensfläche. Bei einem Schlagexperiment mit einer Aufprallenergie von 35J kommt es bei keinem der berücksichtigten Lagenaufbauten zu sichtbarer Schäden. Daher erfolgt die jeweilige Auslegung, welche „Ultimate Load“ (UL) Restfestigkeit sicherstellen muss, mit dem laminatspezifischen Schaden, der für 35J zu erwarten ist. Gleichfalls wird die Schadenstoleranzbewertung zum Ausschluss von Schadenswachstum für diese Schadensgröße durchgeführt.

4 Ergebnisse

Der Schädigungsfall eines Einschlages mit einer Aufprallenergie von 90J deckt den unwahrscheinlichsten, gerade noch zu berücksichtigenden Grenzfall mit einer Auftretenswahrscheinlichkeit von 10^{-9} pro Flugstunde ab. Hier ist nur „Limit Load“ (LL) Festigkeit nachzuweisen, jedoch muss Schadenswachstum während der Betriebsdauer ausgeschlossen werden. Eine entsprechende Lebensdauerbewertung ist daher erforderlich. Bei diesem Energieniveau treten bei dünnen Laminaten unter 3 mm bereits sichtbare Schäden auf.

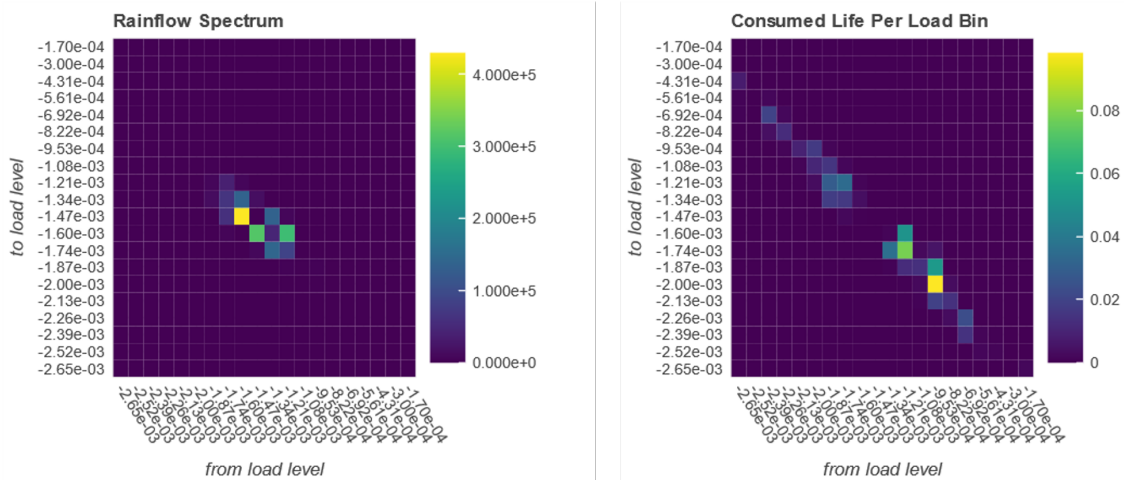


Bild 4.150: Spektrum und Materialschädigung der einzelnen Bestandteile des Spektrums

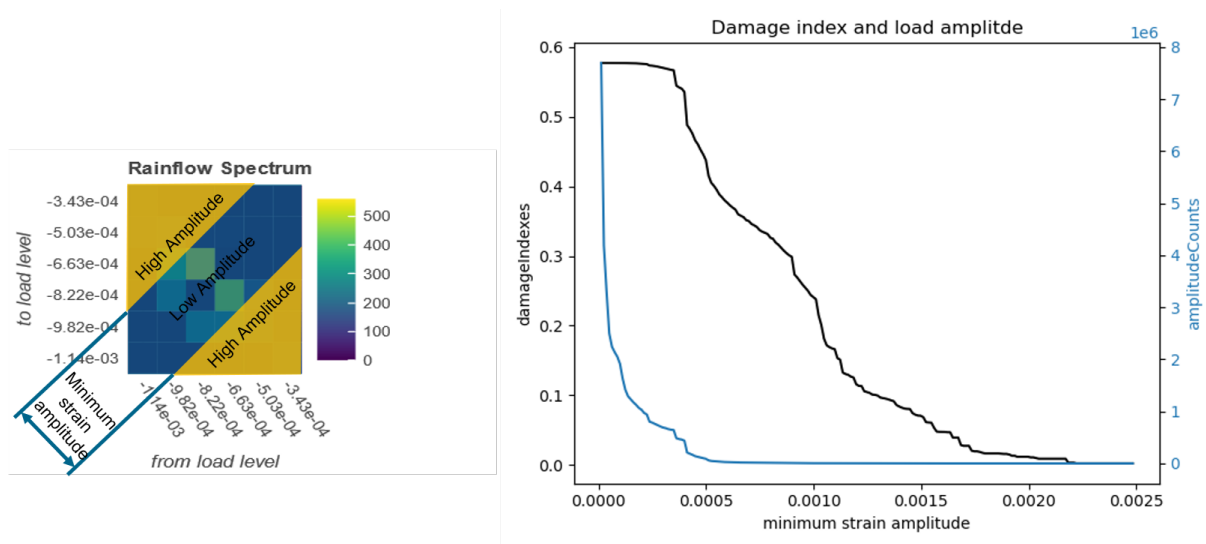


Bild 4.151: Relevanz der einzelnen Lastamplituden mit ihren Häufigkeiten

Ergebnisse Mit den gegebenen Modellen, Lasthäufigkeiten, Laminaten und Schadensgrößen werden 8000 Flugzyklen mit 1.94 mittleren Flugstunden simuliert. Hieraus ergeben sich ungefähr

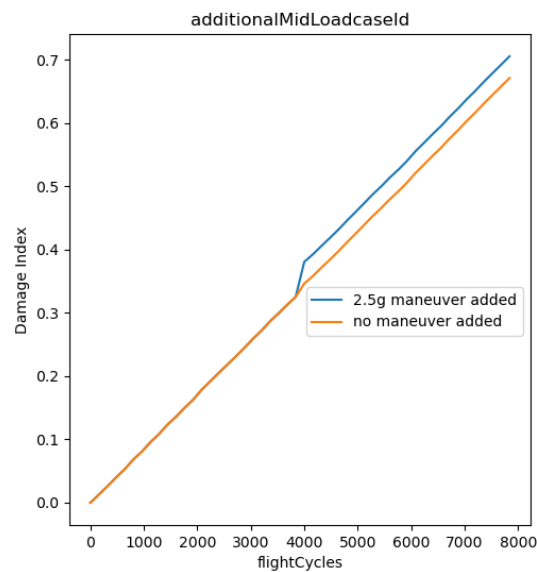


Bild 4.152: Schadensentwicklung im Modell mit und ohne zusätzlichen 2.5g Lastfall in der Mitte des Spektrums

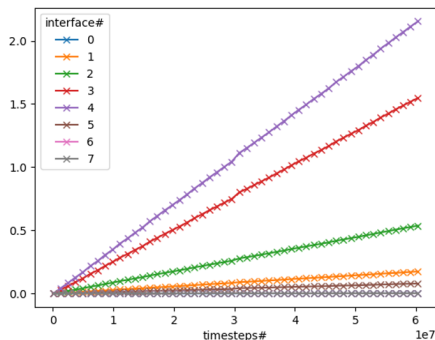
6 Millionen Lastfälle mit 80 Millionen transienten Zeitschritten (Die Zeitschritte wurden auf ihre Minima und Maxima reduziert). Im Spektrum in Bild 4.150 auf der linken Seite ist zu erkennen, dass die meisten Lastwechsel kleine Amplituden darstellen, während die großen Lastamplituden selten vorkommen. Kleine Amplituden sind solche entlang der Diagonalen von links unten nach rechts oben. Betrachtet man jedoch den Einfluss der einzelnen Lastamplituden auf die Schädigung in Bild 4.150 rechts, so haben die mittleren Amplituden den größten Einfluss auf die Schädigung. Kleine und sehr große Amplituden haben wenig Einfluss.

Diese Erkenntnis wird in Bild 4.151 verdeutlicht. Im Bild auf der rechten Seite werden mit „minimum strain amplitude“ alle Amplituden berücksichtigt, die diese Mindestamplitude erreichen. Die Grafik auf der linken Seite verdeutlicht das vorgehen. Mit steigender „minimum strain amplitude“ werden die Häufigkeiten der kleinen Lastamplituden entlang der Diagonale nicht berücksichtigt. In der linken Darstellung zeigt sich, dass relevante Schädigung erst ab einer Amplitude von $\epsilon \approx 0.0002$ beginnt. Somit könnten 7/8 der Lastwechsel entfernt werden ohne das Ergebnis zu beeinflussen. Hier muss zukünftig untersucht werden, welche Abhängigkeiten diese Aussage bezüglich Materialkennwerte und Lagenaufbauten hat.

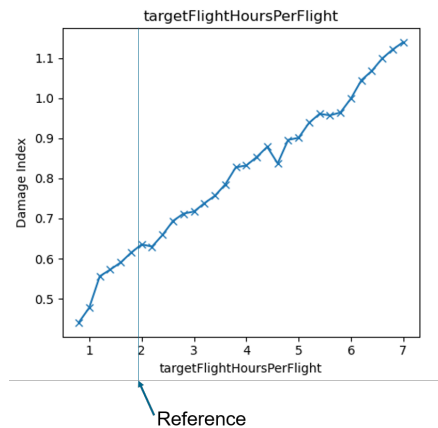
Andererseits verdeutlicht das Bild, dass die größten Lastamplituden im verwendeten Spektrum ebenso wenig Einfluss haben. Hier handelt es sich um tatsächlich auftretende Betriebslasten statt Auslegungslasten. Wird ein Auslegungslastfall hinzugefügt wie der „2.5g pull-up“ Lastfall in Bild 4.152, so erhöht sich das Schadensniveau um 5%.

Bild 4.153a stellt den Schadensindex in Abhängigkeit der „Interfaces“ des Laminates dar. In diesem Fall weist das „Interface“ #4 die größte Schädigung auf. Hier wird der oben beschriebene Kompromiss zwischen Beullast und Energiefreisetzungsrate aus Bild 4.137 deutlich. Dünnere Laminates als #4 haben eine geringere Energiefreisetzungsrate, wohingegen dickere Laminates später ausbeulen und dadurch in der Summe weniger Schädigung erfahren.

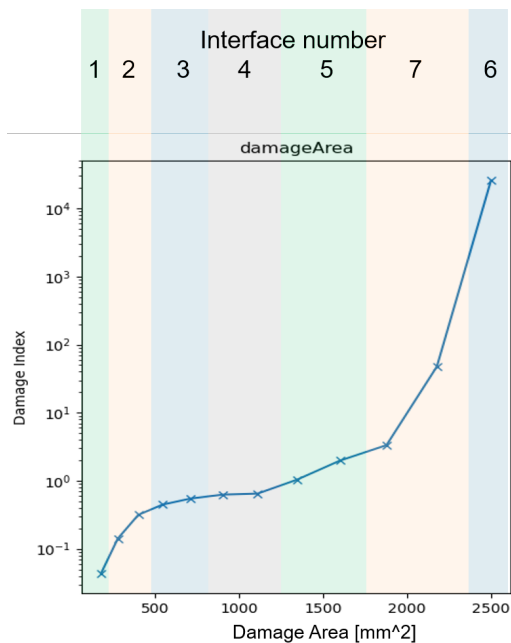
In Bild 4.153b ist die Abhängigkeit der Schädigung von der mittleren Flugdauer dargestellt.



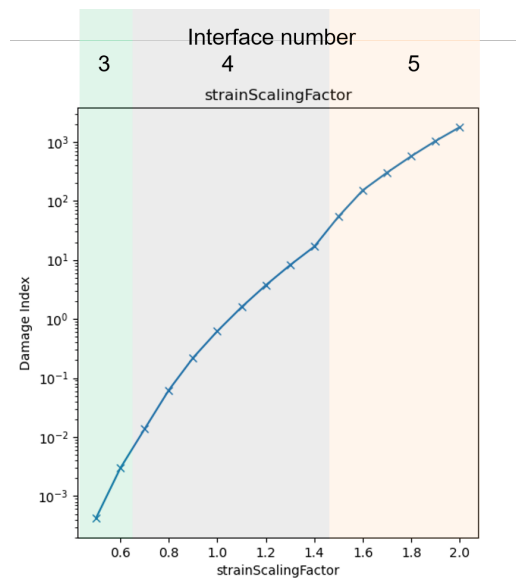
(a) Schadensindex für alle Interfaces des Laminates.



(b) Abhängigkeit des Schadensindex von der mittleren Flugdauer.



(c) Abhängigkeit des Schadensindex von der Schadensfläche.



(d) Abhängigkeit des Schadensindex vom Dehnungsniveau.

Bild 4.153: Abhängigkeiten des Schadensindex.

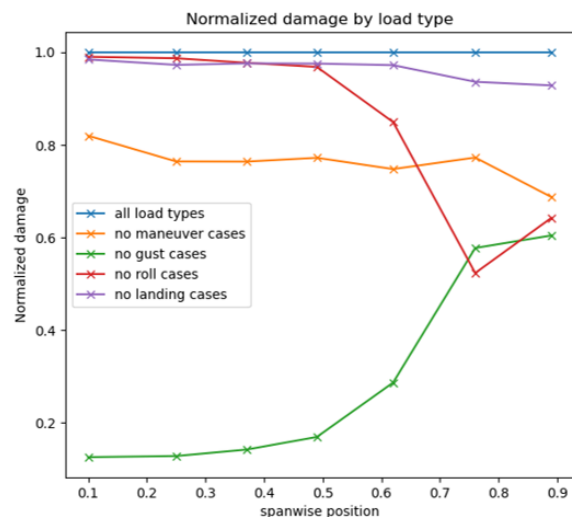
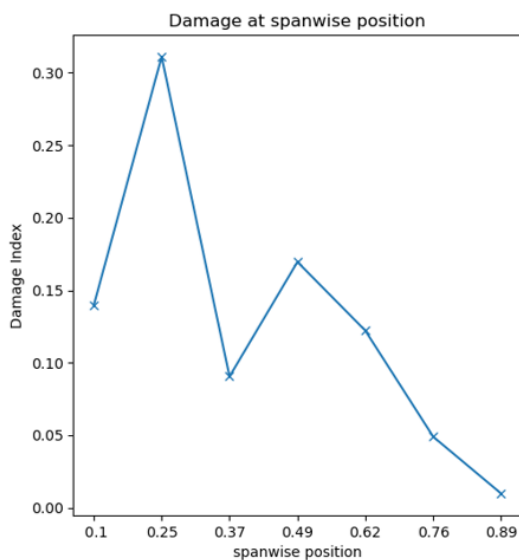
Hierfür werden die Flüge in der Reiseflugphase verkürzt bzw. verlängert. In dieser Phase treten entsprechend weniger oder mehr Lastereignisse auf. Da im Reiseflug starke Lastereignisse weniger häufig sind, erhöht eine Verdopplung der Flugdauer die Schädigung nur um 31 %.

Die Anhängigkeit von der Schadensfläche ist in Bild 4.153c dargestellt. Sie hat einen äußerst hohen Einfluss. Es zeigt sich auch, dass das „Interface“ mit der maximalen Schädigung ebenso von der Schadensfläche abhängt, was durch die Größe der Beullfläche und somit Beullast bedingt wird. Dieser Einfluss muss gut charakterisiert sein, um ein verlässliches Ergebnis dieses

Schadenstoleranzverfahrens zu ermöglichen.

Die Höhe der Lasten hat ebenso einen sehr großen Einfluss auf die Schädigung, was Bild 4.153d zeigt. Für diese Studie wurden die verwendeten Lasten um den Faktor „strainScaling-Factor“ skaliert. Auch hier sind unterschiedliche „Interfaces“ jene mit maximaler Schädigung. Auch das Lastniveau muss sehr gut bekannt sein, um eine verlässliche Aussage zu erzielen. Dies kann erreicht werden einerseits durch validierte Modelle aus der Lastsimulation. Andererseits können in die Flugzeugstruktur eingebrachte Sensoren wie Dehnmessstreifen oder „fibre bragg grading“ (FBG) ein gemessenes Dehnungssignal liefern, was über ein Strukturmodell auf alle Elemente übertragen werden kann.

Gesamtflügel Für den Gesamtflügel wurden für jede spannweite Position Laminate und deren Schadensgröße für VIDs abgeleitet. Hierfür werden die in Bild 4.146 dargestellten Elemente zur Auswertung verwendet. Bild 4.154a zeigt die Verteilung des Schadensindex in Abhängigkeit der spannweiten Flügelemente. Es zeigt sich, dass die inneren Elemente einen höheren Schadensindex haben als die inneren. Bild 4.154b stellt die Abhängigkeit von den verwendeten Lastfällen dar. Hierfür wurden die jeweiligen Lastfalltypen Manöver („PullUp“), Böen, Rollen und Landestoß jeweils entfernt und der Schadensindex ermittelt. Die Schadensindizes sind anschließend auf den Schadensindex mit allen Lastfällen normiert. Hier zeigt sich, dass Böen den größten Einfluss im Innenflügel haben. Im Außenflügel wird deren Einfluss geringer. Andererseits sind Rolllastfälle im Außenflügel relevanter. Dies ist auch aus der statischen Auslegung bekannt. Die „PullUp“-Manöver haben stets einen mittleren Einfluss. Die Landestöße haben einen sehr geringen Einfluss. Hier wird ein größerer Einfluss erwartet. Die Lasten und Häufigkeiten der Landestöße sollten nochmals weiter untersucht werden.



(a) Schadensindex für eine spannweite Verteilung. (b) Abhängigkeit des Schadensindex von den verwendeten Lastfalltypen.

Bild 4.154: Übertragung auf den Flügel.

5 Veröffentlichungen und Vorträge

Autoren	Titel	Konferenz/Zeitschrift	Referenz
M. D. Kregel, M. Hepperle	Einfluss von Lastabminderung im Flugzeugkonzeptentwurf - Auswirkung auf die Treibstoffeffizienz und Flügelmasse bei unterschiedlichen Flügelgeometrien	DLRK 2021, Bremen	[98]
M. D. Kregel, M. Hepperle	Effects of Wing Elasticity and Basic Load Alleviation on Conceptual Aircraft Designs	AIAA SCITECH 2022 Forum	[99]
M. D. Kregel, M. Hepperle	Gust and Maneuver Load Alleviation in Conceptual Aircraft Design	STAB/DGLR Symposium 2022, Berlin	[100]
M. D. Kregel, M. Hepperle	Gust and Maneuver Load Alleviation in Conceptual Overall Aircraft Design	AIAA AVIATION 2023 Forum	[29]
M. D. Kregel, M. Hepperle	Potential und Grenzen bei der Optimierung des Flügelgrundrisses mit und ohne Lastabminderung im Flugzeugkonzeptentwurf	DLRK 2023, Stuttgart	[15]
M. D. Kregel	Fuel Burn Efficiency Potential of Load Alleviation and Wing Planform Optimization in Conceptual Overall Aircraft Design	ECCOMAS 2024, Lissabon	[101]
M. D. Kregel	Load Alleviation and Wing Planform Optimization for Fuel Efficient Conceptual Aircraft Design	eingereichte Dissertation	[102]
T. F. Wunderlich, F. Siebert	Optimization of control surface deflections on the high aspect ratio wing to improve cruise flight performance	STAB/DGLR Symposium 2022, Berlin	[50]
S. Schulz, D. Ossmann	Estimation of Global Structural Aircraft Loads Due to Atmospheric Disturbances for Structural Fatigue Estimation	IFASD 2022, Madrid	[72]
C. Wallace, S. Schulz, N. Fezans, T. Kier, G. Weber	Evaluation Environment for Cascaded and Partly Decentralized Multi-Rate Load Alleviation Controllers	ICAS 2022, Stockholm	[77]
C. Wallace, N. Fezans	Lidar-based Gust Load Alleviation - Results Obtained on a Long Range Aircraft Configuration	EUCASS-CEAS 2023, Lausanne	[79]
C. Wallace, N. Fezans	Lidar-based Gust Load Alleviation - Increasing the Load Reduction Potential Through a Two-Degree-of-Freedom Controller Architecture	IFASD 2024, Den Haag	[76]
K. Michel, S. Schulz, G. Looye, G. Weber	Decentralized Control of Ailerons for Gust Load Alleviation	IFASD 2024, Den Haag	[103]

Tabelle 5.1: Liste der im Rahmen von INTELWI erfolgten und geplanten Veröffentlichungen.

6 Anhang

6.1 Vorgehen in der Wirtschaftlichkeitsbewertung

6.1.1 Grundgerüst der ökonomischen Lebenszyklusbilanz (LCC)

Die zentrale Arbeitsweise der Kosten-Nutzen-Bilanz und Berechnung der Wirtschaftlichkeitskennwerte Nettobarwert (NPV) und Rendite (IRR) ist in Bild 4.49 dargestellt; sie wird hier beim Flugzeughersteller und -betreiber, unter Berücksichtigung der spezifischen Randbedingungen für die Ausgaben- und Einnahmenbilanz, angewendet: Entlang einer Zeitachse werden sämtliche jährliche und zeitvariable Ausgaben A und Einnahmen E quantifiziert, wobei Investitionen I als zeitlich begrenzte Ausgaben betrachtet werden. In dem Zeitraum vor dem Serviceeintritt, d.h. vor dem Betrieb bzw. Markteintritt des Flugzeugs, werden ausschließlich Investitionen angenommen, da weder Einnahmen aus dem Betrieb bzw. Verkauf noch entscheidende operative Ausgaben generiert werden. Beim Hersteller sind es insbesondere die Kosten für die Entwicklung des Flugzeugs, beim Betreiber sind es z.B. die zur Vorbereitung seines Betriebs (evtl. Ausbau der Infrastruktur) oder die zur Vorfinanzierung anfallenden Kosten. Aus den Ausgaben, Einnahmen und Investitionen werden die jährlichen Geldflüsse g bilanziert, wobei die Wirtschaftlichkeitsparameter (z.B. Lohnkosten etc.) auf ein betriebswirtschaftliches Referenzjahr bezogen werden und somit die Inflationsrate bzw. sonstige dynamische Entwicklungen (z.B. Lohnkostenveränderungen) im jeweiligen Bilanzierungsjahr ($|m - 1| \Rightarrow n + 1$) berücksichtigt werden. Die jährlichen Geldflüsse werden diskontiert und der zum Betrachtungszeitpunkt bestehende Nettobarwert als Integral der Zahlungsströme berechnet. Zudem wird die Rendite berechnet, die sich als interner Zinsfuß mit einem Nettobarwert von 0 ergibt. Grundsätzlich wird zwischen wiederkehrenden (RC) und einmaligen Kosten (NRC) unterschieden. Als einmalige Kosten verstehen sich insbesondere die Aufwendungen aus den Investitionen zur Beschaffung und Inbetriebsetzung des Flugzeugs. Wiederkehrende Kosten sind vor allem die aus dem Flugzeugbetrieb entstehenden Ausgaben, welche v.a. die Personal-, Kraftstoff-, Instandhaltungskosten und Gebühren umfassen.

6.1.2 LCC-Koppelung mit dem Flugzeugentwurf und Interpretation der Ergebnisse

Das Ziel ist auf der Grundlage der berechneten Flugleistungen des Referenzflugzeugs und der INTELWI-Konfigurationen (siehe vorherige Kapitel) und unter Zugrundelegung operativer Szenarien, die Wirtschaftlichkeit der Flugzeugentwürfe über einen zu definierenden Lebenszeitraum zu bilanzieren. Das wird über 6 Schritte vollzogen (vgl. Bild 6.1, dort Punkt 1): Die Überführung des Flugzeugentwurfs in die Lebenszyklusanalyse erfolgt mit Hilfe von Antwortflächen. Diese Flugleistungs-Matrizen des entworfenen Flugzeugs (Punkt 2) liefern den

- Kraftstoffverbrauch (Trip Fuel [kg]), die erforderliche
- Flugzeit (Trip Time [min]) und die mögliche
- Nutzlast (Payload [kg])

in Abhängigkeit der Off-Design-Parameter

- Missionsreichweite (500 nm – 7000 nm),
- Reisegeschwindigkeit (0.83 – 0.85 Mach) und
- Beladung (Loadfactor 85 % - 100 %).

Im nächsten Schritt (Punkt 3) wird die Flugleistungs-Matrix mit einem Netzwerkprofil, d.h. mit einer Häufigkeitsverteilung von Missionsstrecken multipliziert und (Punkt 4) die maximale Anzahl der Flüge über den Lebenszyklus (hier festgelegt: 25 Jahre) berechnet. Als Randbedingungen werden dazu die erforderlichen Bodenzeiten infolge betrieblicher oder technischer Restriktionen (z.B. Turnaround, Instandhaltung etc.) berücksichtigt. Da diese wiederum teilweise von der Betriebszeit des Flugzeugs abhängig sind (z.B. Instandhaltungsintervalle), ist hier eine iterative Berechnung notwendig. Das Abbruchkriterium der Iteration besteht darin, dass die ermittelte Gesamtflugzeit identisch mit der potenziellen Gesamtflugzeit. Die potenzielle Gesamtflugzeit ist die Differenz aus 8760 Stunden, die in einem Jahr theoretisch zum Betrieb eines Flugzeugs zur Verfügung stehen, und der Restriktionszeiten (Nachtflugverbot, Bodenzeiten infolge Instandhaltung oder Flughafenumläufe).

Nachdem sämtliche operative Größen der Flug- und Instandhaltungsereignisse über die Jahrescheiben berechnet wurden (Bild 6.2 Punkt 4; u. a. Kraftstoffverbrauch, Flugzyklen, Missionen, Checks), werden diese mit den spezifischen Marktparametern wie z. B. Kraftstoffkosten (\$/kg), Besatzungskosten (\$/Flugzeug), Gebühren (\$/MTOW, \$/Pax, ...), Ticketerlöse (\$/Seat) oder Instandhaltungskosten (\$/Check) verbunden. Die sich daraus ergebenden Ausgaben und Einnahmen werden in einen Kapitalfluss (Cashflow; Punkt 5) entlang der Lebenszeitachse, mit Berücksichtigung der dynamischen Preis- (Inflation) und Erlössteigerungen (Kaufkraft), überführt. Aus dem Cashflow werden abschließend die Rendite (IRR) und der Nettobarwert (NPV) als zentrale Kennwerte berechnet und ihr Verlauf zur Analyse und Interpretation der Wirtschaftlichkeit verwendet (Punkt 6).

In der Gesamtbewertung werden dies Wirtschaftlichkeitskennwerte für den Referenzentwurf und für den INTELWI-Entwurf getrennt berechnet und die Ergebnisse vergleichend gegenübergestellt. Dabei sind alle nicht das Flugzeug direkt betreffenden operativen und ökonomischen Randbedingungen (z.B. Einsatzprofil, Kosten- und Einnahmenfaktoren) identisch (auch bei Sensitivitätsstudien z.B. der Kraftstoffkosten – Punkt 5), um ausschließlich die technisch implizierten Vor- und Nachteile ermitteln zu können. In Bild 6.2 Punkt 6 ist dazu exemplarisch gezeigt, wie sich der Nettobarwert und der Break-Even eines gegenüber dem Referenzentwurf geänderten Entwurfs entwickeln könnte, wenn z.B. der Anschaffungspreis für die Luftverkehrsgesellschaft um 10 % steigt oder sinkt.

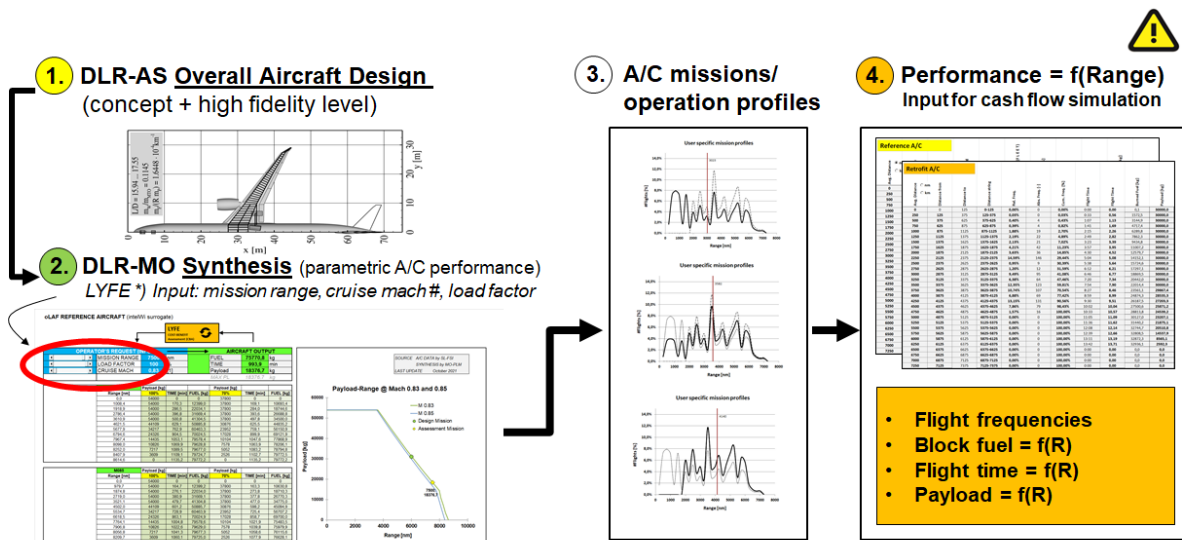


Bild 6.1: Koppelung des Flugzeugentwurfs mit der Lebenszyklusbilanz.

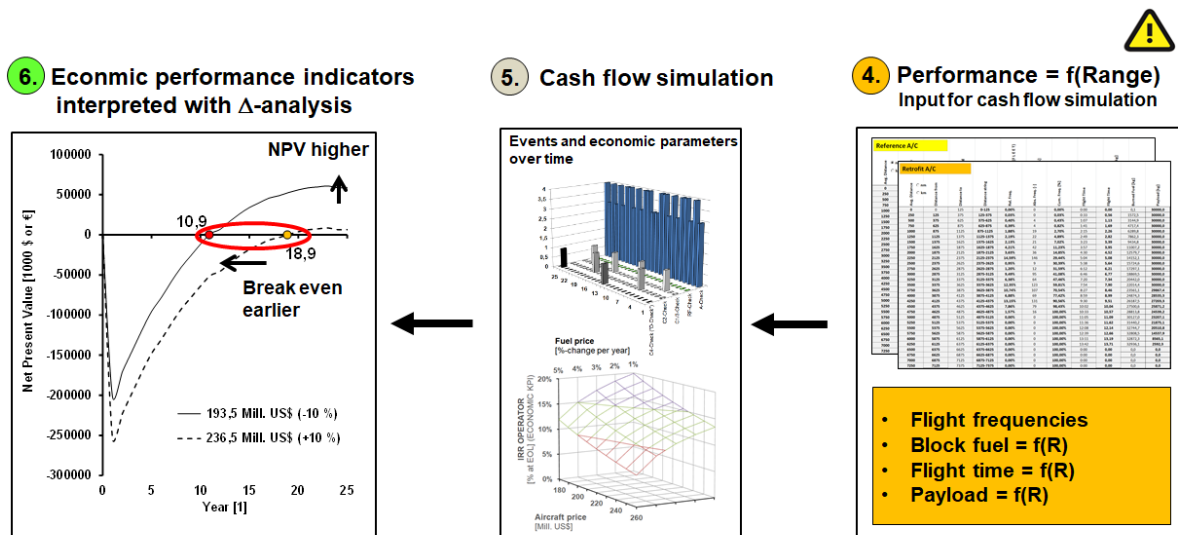


Bild 6.2: Koppelung des Flugzeugentwurfs mit der Lebenszyklusbilanz (Fortsetzung).

6.1.3 Modellierung der Ausgaben und Einnahmen des Flugzeugbetreibers

Kraftstoffkosten Auf der Grundlage einer retrospektiven Untersuchung des Kerosinpreises, u.a. mit Daten von [104], konnte sowohl eine Basiseskalation als auch ein Startwert ermittelt werden. Eine anschließende Gegenüberstellung mit Ölpreis-Szenarien bestätigt dabei den projizierten Referenzverlauf: Betrachtet man den Kerosinpreisverlauf über die letzten 4 Dekaden (Bild 6.3, linker Bereich), ist ein niedriges Preisplateau bis zum Jahr 2000, mit einem durchschnittlichen Kilogrammpreis vom 0.21 US\$, und ein hohes Preisplateau zwischen 2000 und 2021, mit einem

durchschnittlichen Kilogrammpreis vom 0.61 US\$ (mittiger Bereich) zu identifizieren. Eine durch alle Datenpunkte gelegte Exponentialfunktion zeigt einen mittleren Anstieg von ca. 5.5 % pro Jahr. Der Kerosinpreis wird hier mit dieser Preiseskalation in die Zukunft fortgeschrieben; sie deckt sich zudem mit der Erwartungshaltung der US Energy Information Agency (rechter Bereich) die im Referenzfall von einem Anstieg des Ölpreises von ebenfalls 5.5 % pro Jahr ausgehen (eine strenge Koppelung des Ölpreises mit Kerosin wird hier angenommen). In der hier verwendeten Kostengleichung wird mit einem Kerosinpreis im Jahr 2021 von 0.61 US\$/kg gerechnet, der jährlich mit 5.5 % eskaliert. Mit diesen Annahmen läge der Preis im Jahr 2030 bei 0.99 US\$, was in etwa dem Mittelwert zwischen den EIA Szenarien „Base“ und „High“ entspricht (Bild 6.3 rechts).

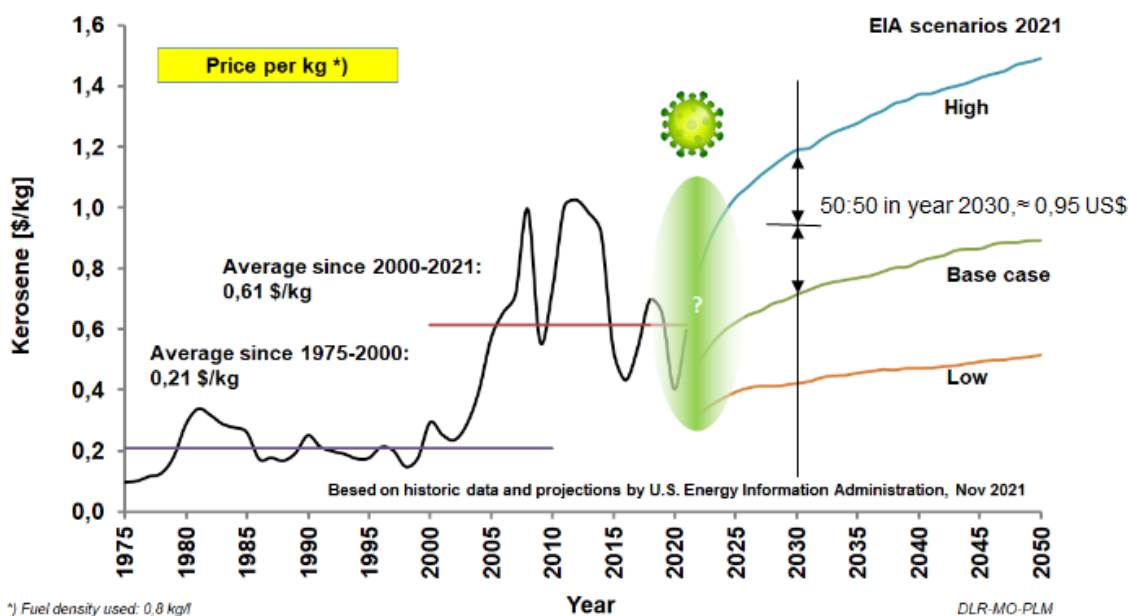


Bild 6.3: Kerosinpreisprojektion bis 2050 (links: retrospektive Daten der EIA 2021; rechts: EIA Szenarien [104])

Flughafengebühren In der vorliegenden Kostenbilanz werden die Flughafengebühren mit einem vereinfachten Ansatz erfasst. Er ist das Ergebnis einer Auswertung verschiedener Gebührenerordnungen europäischer Verkehrsflughäfen (siehe Tabelle 6.1), die mehr oder weniger stark voneinander abweichen. Die zu unterscheidenden Kostenstellen:

- Landengebühren,
- Sicherheits-/Passagiergebühren,
- Standgebühren (Parken),
- Schall- und Gasemissionen (werden im Projekt nicht bilanziert, daher auch nicht berücksichtigt)

lassen sich in folgende Funktion überführen:

$$\begin{aligned} \text{Flughafengebühr}_{2022} = & 0.0047 \frac{\$}{kg} \cdot MTOW [kg] + 18 \frac{\$}{Pax} \cdot Pax [1] \\ & + 0.1 \frac{\$}{min \cdot t} \cdot \text{Turnaround} [min] \cdot MTOW [t] \end{aligned} \quad (6.1)$$

$$\text{Flughafengebühr}_{20XX} = \text{Flughafengebühr}_{2022} \cdot (1 + i)^{20XX - 2022} \quad (6.2)$$

Ungefähre Werte							
Bezugsjahrn 2022	BER	HAM	STR	MUC	FRA	LHR	CDG
Start-/Landeentgelte pro Tonne	6	6	2	4	4.2	/	6.23
Startentgeltfaktor (pro Pax)	/	/	/	/	1.5	/	/
Sicherheitsentgeltfaktor (pro Pax)	/	1.3	1.44	1	1.35	/	/
Passagierentgeltfaktor (pro Pax)	8	10	6	22	28	30	15
Positionsentgelt/Parken							
Außen (pro min., pro 1 t)	0.03	0.007	0.006		0.04		3.18
Brücke (pro min., pro 1 t)	0.04	0.007	0.006		0.04		3.18

Tabelle 6.1: Gebührenwerte ausgewählter Flughäfen (Beispiele; MTOW > 150 t).

Flugsicherungsgebühren Die Flugsicherungsgebühren lassen sich aufteilen in Streckengebühren und An- und Abfluggebühren (nicht Landengebühren!). Die EUROCONTROL berechnet die Streckengebühr als Produkt aus Gewichts- und Entfernungskomponente und multipliziert dieses mit einem länderspezifischen Gebührenfaktor (siehe Tabelle 6.2). Hier wird mit einem Gebührensatz von 67 Euro gerechnet, was unter den großen Ländern Europas einem hohen Wert entspricht.

$$\text{Streckengebühr} = \sqrt{\frac{MTOW [t]}{50}} \cdot \text{Flugstrecke} [km] \cdot \frac{\text{Gebührensatz}}{100} \cdot (1 + i)^{20XX - 2019} \quad (6.3)$$

Zur Berechnung der An- und Abfluggebühren gibt die Deutsche Flugsicherung folgende Gleichung an:

$$\text{An-/Abfluggebühr} = \left(\frac{MTOW [t]}{50} \right)^{0.7} \cdot \text{Gebührensatz} \cdot (1 + i)^{20XX - 2019} \quad (6.4)$$

Land	Gebühr	Land	Gebühr
Deutschland	63.77 [\$, €]	Österreich	67.88 [\$, €]
Frankreich	60.,95 [\$, €]	Schweiz	97.67 [\$, €]
Spanien	49.96 [\$, €]	Niederlande	56.61 [\$, €]
Italien	78.10 [\$, €]	UK	58.51 [\$, €]
Mittelwert 66.7 [\$, €] (ohne Ländergewichtung)			

HINWEIS: Es wird hier eine Parität zwischen \$ und € angenommen!

Tabelle 6.2: Gebührensätze werden von der Eurocontrol veröffentlicht (hier: 2019 aus [105]).

Instandhaltungskosten Die totalen (geplanten) Instandhaltungskosten pro Flugstunde, getrennt für Flugzeugzelle und Triebwerke, werden zunächst mit Hilfe einer empirischen DOC-Methode abgeschätzt, die vom Fachgebiet Luftfahrzeugbau und Leichtbau der TU Berlin um 1998 veröffentlicht wurde und u.a. in [106] skizziert wird:

$$\text{Materialkosten pro Flugzyklus} = OEW [t] \cdot (\text{Flugzeit} [h] + 13.7) + 57.5 \quad (6.5)$$

$$\text{Personalkosten pro Flugzyklus} = LR \cdot (0.655 + 0,01 \cdot OEW [t]) \cdot \text{Flugzeit} [h] + 0.254 + 0.01 \cdot OEW [t] \quad (6.6)$$

$$\text{Triebwerkskosten pro Flugzyklus} = N_{Eng} \cdot (1.5 \cdot SLST [t] + 30.5 \cdot \text{Flugzeit} [h] + 10.6) \quad (6.7)$$

Ausgehend von diesen Formeln werden die Kosten der geplanten Einzelereignisse (Base Maintenance: A, C, IL, D Check) pro Flugstunde mit Hilfe einer prozentualen Aufschlüsselung ihrer jeweiligen Anteile an den Gesamtkosten abgeschätzt. Mit der vereinfachten Annahme, dass sich diese Aufteilung für Triebwerk und Zelle gleichen, folgt:

A-Check	C-Check	IL-Check	D-Check/HMV
10%	20%	25%	45%

Die Kosten der ungeplanten Instandhaltungsereignisse und des Line Maintenance werden hier pauschal berechnet und in gleicher Höhe der geplanten Instandhaltungskosten angesetzt. Letzteres ist eine starke Vereinfachung, auch vor dem Hintergrund, dass die Anzahl ungeplanter Instandhaltungsereignisse mit zunehmender Flugzeuglebenszeit steigt.

Besatzungskosten Die Kosten für die Besatzung setzt sich aus den Einkünften der Piloten und Flugbegleiter, ihrer Anzahl pro Flugzeug und aus der Anzahl der für den Betrieb eines Flugzeugs insgesamt vorzuhaltenden Crews (Crew Complement; hier 5) zusammen. Für 2019 wurden hier folgende Besatzungskosten angenommen:

- 250000 US\$ pro Cockpit (2 Piloten) pro Jahr
- 50000 US\$ pro Flugbegleiter pro Jahr

$$\text{Besatzungskosten} = N_{\text{Crew}} \cdot (n_{\text{Flugbegleiter}} \cdot \text{Einkommen}_{\text{Flugbegleiter}} + \text{Einkommen}_{\text{Piloten}}) \quad (6.8)$$

Einnahmen Auf der Einnahmenseite werden hier die Erlöse, die sich aus dem Verkauf von Flugtickets und anderer Serviceleistungen ergeben und aus dem verkauften Frachtvolumen bilanziert. Eine Betrachtung der vergangenen Entwicklung der Flugticketpreise zeigt, dass diese langsamer gewachsen sind als der allgemeine Markt. Dies ist u.a. Folge eines höheren Preiswettbewerbs und der weiteren Liberalisierung des Luftverkehrsmarktes. Es wird hier bewusst der Zeitraum der Corona-Pandemie ausgeblendet, da während und unmittelbar danach, das dynamische Marktverhalten nicht für eine längerfristige Prognose genutzt werden kann. Zum Beispiel sind entsprechend Bild 6.4 links in den USA die Ticketpreise innerhalb der letzten 20 Jahre um durchschnittlich 1.1 % pro Jahr gewachsen, was unterhalb der langjährigen mittleren Inflationsrate in den USA von 2.0 % liegt. Allerdings fällt der jährliche Anstieg der Einnahmen pro angebotene Sitzmeile (ASM) bei den Luftverkehrsgesellschaften mit 1.46 % höher aus (Bild 6.4 rechts) – er lag 2018 in den USA bei 0.12 Cent pro ASM. Dies lässt sich u.a. damit erklären, dass die Luftverkehrsgesellschaften neben den originären Ticketerlösen zunehmend weitere Einnahmequellen im Bordservice erschließen. In der vorliegenden Analyse wird mit einem Ticketpreisanstieg von 1.5 % pro Jahr gerechnet. Der durchschnittliche Erlös (Ticket + weitere Einnahmen) pro Passagier wurde im Referenzfall auf

- 510 US\$ in der Economy Klasse und
- 2310 US\$ in der Business Klasse

festgelegt.

Diese Festlegung erfolgte auf Basis einer Auswertung der Ticketpreise mit Hilfe eines hier entwickelten Ticketpreismodells und einem nicht zu vernachlässigenden Aufschlag der passagierrelevanten Nebeneinnahmen (Ancillary Revenues). Mit den in Bild 6.5 und Bild 6.6 gezeigten Regressionskurven können die Ticketpreise für Flüge innerhalb Amerikas (nicht nur USA) und zwischen Amerika und Europa als Funktion der Reichweite [km] berechnet werden. Da die Regressionen auf Daten aus dem Zeitraum von 2015 bis 2018 basieren, wird hier die Annahme getroffen, dass sich die aus der Formel ergebende Preise auf das Jahr 2017 beziehen. Für die im Projekt gewählte Referenzjahr 2022 und der o.g. Ticketpreisentwicklung (1.5 %/a) folgt für die ermittelte Durchschnittsreichweite (siehe Netzwerkprognose) von 4140 nm (7667 km):

- Business Class: 1195 US\$ innerhalb Amerika und 1888 US\$ zw. Europa und Amerika
- Economy Class: 377 US\$ innerhalb Amerika und 335 US\$ zw. Europa und Amerika

Es ist auffällig, dass im Jahr 2018 insbesondere bei Flügen zwischen Europa und Amerika ein deutlicher Anstieg der Ticketpreise zu verzeichnen ist; hier wird der langfristige Durchschnitt zugrunde gelegt. Das Verhältnis transatlantischer/-pazifischer Flüge zu Inlandsflügen beträgt nach der Netzanalyse der zu substituierten Flugzeugmuster ungefähr 60 % zu 40 % (Ticketaufteilung), woraus sich ein theoretisch mittlerer Ticketpreis von

- 1610 US\$ für die Business Class und
- 352 US\$ für die Economy Class

ergibt. Da der Ticketerlös nur einen Bestandteil der passagierbezogenen Umsätze darstellt sind

zur Bilanzierung der Einnahmen auch die sogenannten „Ancillary Revenues“ zu berücksichtigen. Diese „Nebeneinkünfte“ umfassen Einnahmen die sich durch zusätzliche Gepäckstücke, einen erweiterten Komfort oder weitere Serviceleistungen, wie z.B. erkaufte Flexibilität, etc. ergeben und gewinnen zunehmend an Bedeutung. Sie lagen 2021 bei US-amerikanischen Luftverkehrsgesellschaften bis zu 56% der Gesamteinnahmen [107], wobei sie v.a. bei den Low-Cost-Carriern die höheren Werte aufweisen. In der vorliegenden Studie wird mit einem Aufschlag von 45% (Mittelwert) auf die Ticketerlöse gerechnet, was zu einem rechnerischen Gesamterlös pro Pax = 1.45 · Ticketerlös pro Pax führt. In der Kosten-Nutzenrechnung wird hier, ab dem Referenzjahr 2022, mit einem durchschnittlichen Erlös pro verkauften Sitzplatz von

- 510 US\$ in der Economy Class und
- 2310 US\$ in der Business Class.

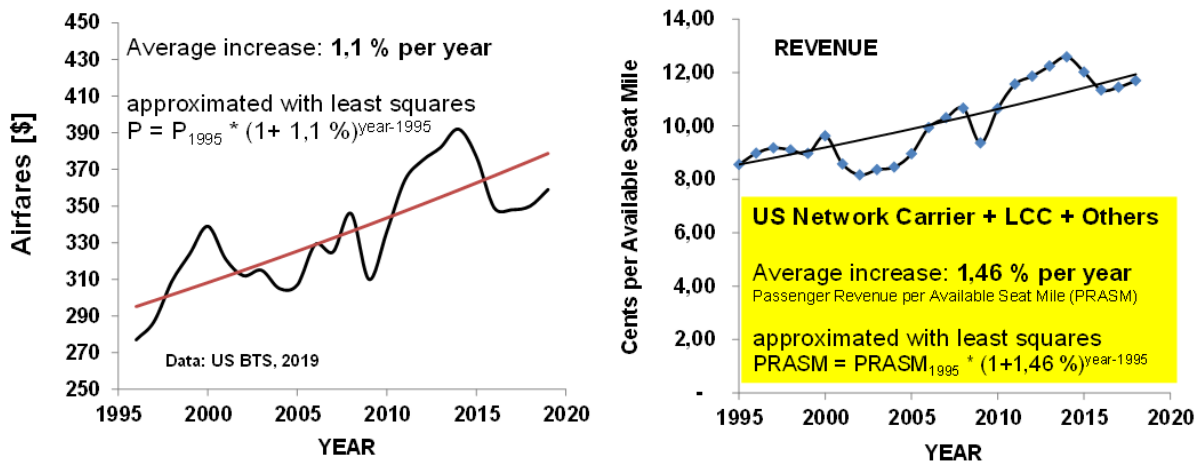


Bild 6.4: Entwicklung der Flugpreise (links) und Flugeinnahmen (rechts) über die Zeit.

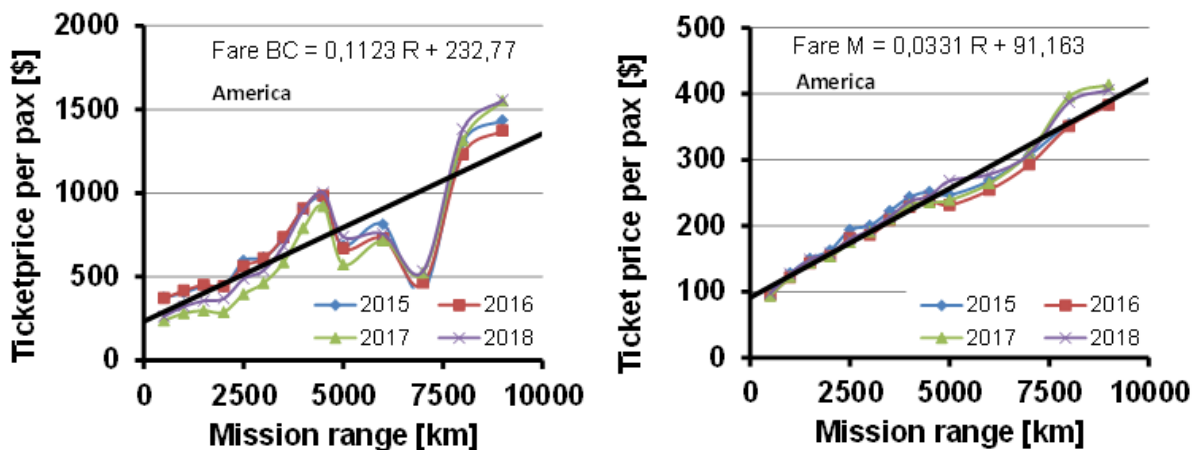


Bild 6.5: Ticketpreise bei Flügen in Amerika (BC links, M rechts).

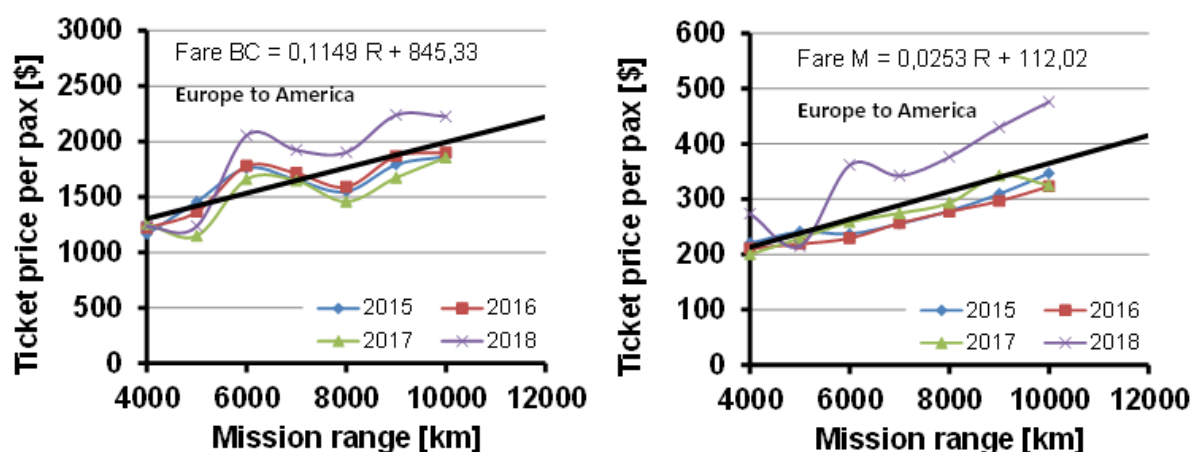


Bild 6.6: Ticketpreise zwischen Europa und Amerika (BC links, M rechts).

Rang	LVG	2021	2019	Change
1	Wizz Air	56.0%	45.4%	+10.6 Punkte
2	Frontier	54.9%	43.6%	+11.3 Punkte
3	Spirit	54.3%	47.0%	+7.2 Punkte
4	Allegiant	51.3%	46.5%	+4.9 Punkte
5	Viva Aerobus	44.8%	45.0%	-0.2 Punkte
6	Ryanair Group	44.7%	34.5%	+10.3 Punkte
7	Volaris	42.9%	38.5%	+4.4 Punkte
8	GOL	33.0%	17.0%	+16.0 Punkte
9	easyJet	31.4%	21.6%	+9.9 Punkte
10	Pegasus	30.8%	26.4%	+4.4 Punkte

Tabelle 6.3: Prozentualer Anteil der „Ancillary Revenues“ an den Gesamteinnahmen [107].

6.1.4 Flugzeugbetriebsprofil über den Lebenszyklus

Ausgehend von 8760 Stunden, die in einem Jahr theoretisch zum Betrieb eines Flugzeugs zur Verfügung stehen, müssen zunächst die Stunden abgezogen werden, die infolge von Verspätungen oder Restriktionen, insbesondere flughafenseitige Betriebsbeschränkungen (z.B. Nachtflug), dem potenziellen Einsatz der Maschine NICHT zur Verfügung stehen. In die dann verbleibende Stundenzahl integriert sich der Flugzeugbetrieb, unter Abzug betriebsspezifischer Bodenzeiten wie zum Beispiel beim Turnaround oder durch die Flugzeugwartung und -instandhaltung. Da letztere wiederum vom Einsatzspektrum und -umfang der Maschine abhängen, konkret von den akkumulierten Flugzyklen und Betriebszeiten, wird hier eine iterative Berechnung erforderlich. Die Rechnungen des Flugbetriebsgenerators basieren auf ein vom Benutzer eingegebenes Missionsprofil des Flugzeugs, das die jährliche Anzahl der Flüge prozentual über die Missionsstrecken verteilt. Dieses Missionsprofil wurde im Projekt INTELWI auf Basis einer Auswertung realer Flüge der globalen A359 Flotte, im Zeitraum zwischen 2015 und 2018, abgeleitet (Quelle: Flightradar24). Die prozentuale Verteilung der Missionsstrecken wird in Bild 6.7 links gezeigt. Dabei ist ein besonders hoher Anteil kurzer Strecken auffällig. Dieser lässt sich vor allem mit

dem häufigen Einsatz auf kurzen Strecken von Luftverkehrsgesellschaften im nahen und fernen Osten erklären (Strecken: Dubai <> Katar; Hong Kong <> Taipeh). Da die A350 erst 2015 in den Dienst gestellt wurde, fallen diese häufig zur Mustereinweisung/Crew Training genutzten Kurzstrecken besonders ins Gewicht. Folglich wurde hier entschieden, alle Missionen mit weniger 1750 nm – was bei einer näheren Betrachtung diese kürzeren Flüge nach oben hin abgrenzt – nicht zu berücksichtigen. Die entsprechende Revision ergibt das in Bild 6.7 rechts dargestellte Missionsprofil (prozentuale Verteilung der Flüge nach Reichweite).

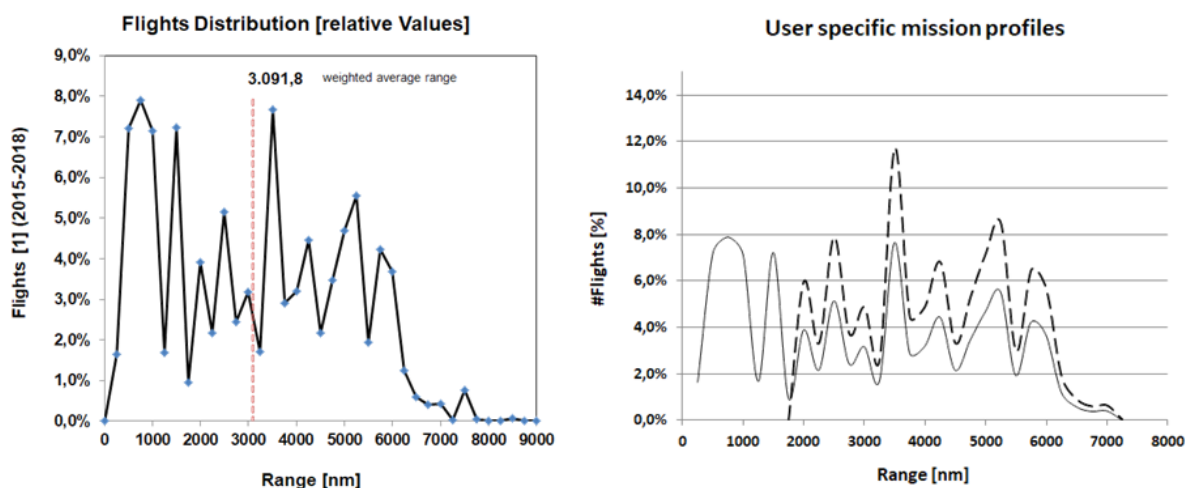
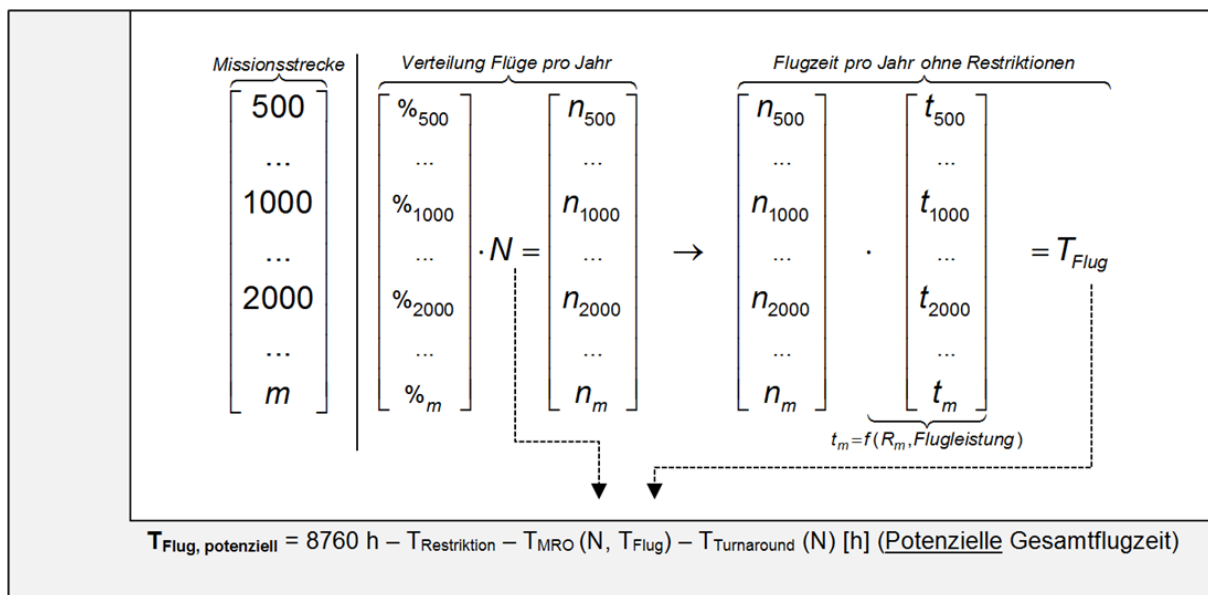


Bild 6.7: Reale (links) und revidierte (rechts) Verteilung der Missionstrecken des A350 (Zeitraum 2015 bis 2018; Daten: FlightRadar24).

Auf dieser Verteilung (und der Leistung der Maschine (Flugzeit = $f(\text{Missionstrecke})$) aufbauend, wird zunächst die mögliche Anzahl der Flüge (Umläufe) und Flugstunden pro Jahr, ohne Berücksichtigung von zeitlichen Restriktionen, initialisiert (Bild 6.8): In der sich anschließenden Iteration (Do-Schleife) werden die Restriktionszeiten aus Flugbeschränkungen, den Wartungs- und Instandhaltungsereignissen und den Turnaround-Zeiten berücksichtigt. Da die Restriktionszeiten, insbesondere die Wartungs- und Instandhaltungsmaßnahmen, von der kumulativen Flugzeit und den kumulativen Flugzyklen und diese wiederum vom Umfang der Wartungs- und Instandhaltungsmaßnahmen abhängen, erfolgt die Berechnung iterativ. Dabei verändert der Flugbetriebsgenerator die Gesamtzahl der jahresdurchschnittlichen Flüge (Umläufe) N solange, bis die potenziell maximal mögliche Flugzeit – 8760 Stunden minus Restriktionszeit = $f(\text{Flugzeit/-zyklen})$ – erreicht wird. Diese iterative Berechnung wird, mit Berücksichtigung der sich aufsummierenden Flugstunden und Flugzyklen, für jedes Jahr des vorgegebenen Lebenszyklus wiederholt (siehe Bild 6.9).

Zur Berechnung der durch die Wartungs- und Instandhaltungsmaßnahmen (z.B. A-, C-Check) benötigten Zeit (in Bild 6.8 mit T_{MRO} angegeben), ist die Kenntnis der Check-Intervalle und -Dauer notwendig: Die Intervalle können dabei mit Hilfe von begrenzenden Flugstunden, -zyklen, Betriebsmonate (Alter) oder eine Kombination aus denen definiert werden. Dabei wird das zuerst eintretende Intervall berücksichtigt; zum Beispiel wäre bei einer sehr geringen Auslastung der Maschine bzw. bei einer geringen Flugstundenanzahl, die Durchführungsanweisung nach einem



Do change N while $T_{Flug} \neq T_{Flug, \text{potenziell}}$

Iterationsvariable • Flugzyklen: $N = f(\text{Missionsprofil, Flugleistungen, Restriktionen, ...})$ [1]

Parameter • Flugzeit: $T_{Flug} = f(\text{Missionsprofil, Flugleistungen, Restriktionen, ...})$ [h]

• Restriktionszeit: $T_{\text{Restriktion}} = f(\text{zeitliche Beschränkungen, Verspätungen})$ [h]

• Instandhaltungszeit: $T_{\text{MRO}} = f(\text{Flugzyklen } N, T_{Flug}, \text{Systemeigenschaften})$ [h]

• Turnaround-Zeit: $T_{\text{Turnaround}} = f(\text{Systemeigenschaften})$ [h]

Bild 6.8: Iterative Berechnung der Flugzyklen und -stunden pro Jahr.

bestimmten Betriebsmonat bestimmend. Da sich das Referenzflugzeug an den A350 orientiert, wurde auch dessen Instandhaltungsplan zur Initialisierung verwendet (Tabelle 6.4). Dieser wurde dem „Aircraft Maintenance Handbook For Financiers“ [108] entnommen, dessen Autoren sich wiederum auf das „Maintenance Planning Document“ (MPD, 3rd Edition, 2018) von Airbus beziehen. Die in die Lebenszyklusberechnung übertragenen Daten des A350 MPD wurden durch die Angabe der möglichen Durchschnittsdauer der Checks ergänzt. Dazu wurden den Publikationen „UK aerospace maintenance, repair, overhaul & logistics industry analysis“ [109] und „Aircraft Scheduled Airframe Maintenance and Downtime Integrated Cost Model“ [110] grobe Zeiträume entnommen:

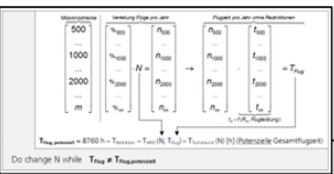
- A-Check etwa 10 Stunden (i.d.R. „Overnight“),
- C2-Check zwischen 1 und 3 Wochen
- C4-Check (D Check) zwischen 30 und 60 Tagen

Mit Berücksichtigung eigener Erfahrungswerte sind die in Tabelle 6.5 angegebenen Zeiten verwendet worden. Zudem wurde für die spätere Wirkungsanalyse eines veränderten Instandhaltungsplans, ein zusätzlicher Check-Typ („New technology Check“ oder „ADD Check“)

Berechnungsschleife der Einsatzzeit der Maschine über den Lebenszyklus

For y = 1 to n (n = years of life cycle → max. 40 years)

- Flugstunden pro Jahr
- Flugzyklen pro Jahr
- Kumulative Flugstunden
- Kumulative Flugzyklen



checks by flight hours

If flight hours > maintenance interval time

Flight hours (y) = Flight hours – maintenance time

End if

checks by cycles

Output array (z. B. 25 Jahre)

REFERENCE						
year	cycles	flight hours	Checks			
			A	C	CR	IL
1	1.319	3.275	5			
2	1.305	3.239	5	2		
3	1.318	3.270	6			
4	1.305	3.239	5	2		
5	1.318	3.270	6			
6	1.305	3.239	5	2		
7	1.276	3.166	5	1		1
8	1.310	3.252	6	1		
9	1.312	3.257	5	1		
10	1.310	3.252	6	1		
11	1.312	3.257	5	1		
12	1.305	3.239	5	2		
13	1.174	2.913	5			1 1
14	1.303	3.234	6	2		
15	1.299	3.224	5	1		
16	1.286	3.192	5	1		
17	1.264	3.138	6	2		
18	1.267	3.146	5			
19	1.206	2.994	5	2		1
20	1.242	3.083	5			
21	1.216	3.019	5	2		
22	1.211	3.005	5	1		
23	1.199	2.975	5	1		
24	1.187	2.945	5	1		
25	1.046	2.596	4	1		1 1

Bild 6.9: Berechnungsschleife über die Lebensjahre mit Summation der jährlichen Stunden/Zyklen.

eingeführt – ausschließlich beim INTELWI-Flugzeug. Die Check-Parameter werden in einer Sensitivitätsstudie variiert und die Auswirkungen auf die Wirtschaftlichkeit des INTELWI-Flugzeugs bilanziert und interpretiert.

Check	Category	Intervals	Main Tasks	Total
A-Check	Line	1200 FH	System Tasks	Multiple
C1	Base	36 Month	1C/36 Mo	33
C2	Base	72 Month	1C/36 Mo + 2C/72 Mo	176
C3	Base	108 Month	1C/36 Mo	33
C4/12-Year HSI	Base	144 Month	1C/36 Mo + 2C/72 Mo + 4C/144 Mo	379

Tabelle 6.4: Beispiel A350-900 Maintenance Check Scheduling – A350 MPD, 3rd Revision.

Checks interval	FH	cycles	month	# days
A-Check	1200			0.5
C1/3-Check	12000		36	5
New technology check	100	0	0	0.5
C2-Check			72	10
C4 ("D-Check")	24000		144	30

Tabelle 6.5: Checks in der Lebenszyklusanalyse mit Angabe der Intervallgrenzen und Dauer.

6.1.5 Grundgerüst der ökonomischen Lebenszyklusbilanz des Herstellers

Die Berechnung der Wirtschaftlichkeitskennwerte erfolgt nach identischem Bilanzschema wie für den Betreiber (siehe Bild 4.49): So sind zunächst alle Investitionen, Ausgaben und Einnahmen entlang einer Zeitachse zu ermitteln, um daraus den Cashflow und die Wirtschaftlichkeitskennwerte NPV und IRR zu ermitteln. Der wesentliche Unterschied zur Betreiberperspektive liegt hier darin, dass der Lebenszyklus nicht nur eines Flugzeugs, sondern des Flugzeugprogramms betrachtet wird, also vom Entwicklungsbeginn bis zum Programmende. Es geht also darum aus der Gesamtheit des Programms, gewinnbringende Erlöse des einzelnen verkauften Flugzeugs zu erwirtschaften, wobei der Verkaufspreis auf die Akzeptanz bei den Luftfahrzeugbetreibern stoßen muss. Für die Bilanzierung der Ausgaben sind aus der Herstellerperspektive in erster Linie die Lebenszyklusphasen Entwicklung und Produktion des Flugzeugs relevant. Zunehmend gewinnen in der Kreislaufwirtschaft auch Wiederverwertung und Entsorgung an Bedeutung, sind aber hier nicht Bestandteil der Untersuchung. Im Verkaufspreis treffen die Marktaktivitäten des Luftfahrzeugbetreibers und -herstellers zusammen. Primär über den Verkaufspreis der Flugzeuge, sekundär aus dem Erlös ihrer Komponenten oder Bauteile, realisieren sich die Einnahmen des Herstellers. Bevor jedoch zwischen dem Hersteller und dem Betreiber eine Einigung im Verkaufspreis erzielt werden kann, muss der Hersteller zunächst eine interne Ausgabenbilanz aufstellen und diese den potenziellen Einnahmen gegenüberstellen. Die Ausgaben werden bestimmt durch

- einmalige Kosten (non-recurring Cost – NRC), die hauptsächlich die Entwicklungskosten und die Investitionen in die Produktions- und Verwaltungsinfrastruktur umfassen, und in
- wiederkehrende Kosten (recurring Cost – RC), denen z. B. die Material- und Energiekosten oder die Arbeitslöhne zugeordnet werden können.

Aus der Differenz aus den Einnahmen und den Ausgaben ergibt sich der Kapitalfluss, der von Entwicklungsbeginn bis mindestens (evtl. darüber hinaus wg. Rückkauf, Rückbau von Anlagen etc.) zum Programmende bilanziert werden muss. Aus dem Kapitalfluss werden im vorliegenden Projekt die Wirtschaftlichkeitskennwerte Nettobarwert und Rendite berechnet; erst mit ihnen ist der Hersteller in der Lage, mit dem Flugzeugbetreiber Verkaufspreise zu verhandeln, die nicht zu einem Unterschreiten seiner minimalen Zielrendite führen (auf der Seite des Flugzeugbetreibers ebenso).

Einmalige Kosten Für eine grobe Schätzung der NRC wird die parametrische Methode von Burns [111] verwendet. Sie basiert auf den von der RAND Corporation veröffentlichten Daten und modifiziert bzw. aktualisiert Gleichungen aus früheren Studien. Sie erfordert folgende Daten:

- Gewicht von Flugzeugstruktur und Avionik
- Höchstgeschwindigkeit, max. Schubkraft und Anzahl der Triebwerke
- Produktionsmenge für die Entwicklungs-, Test-, Konstruktions- und Produktionsphase
- Stundensätze für die Abteilungen Werkzeugbau, Konstruktion, Fertigung und Qualität
- Beurteilungsfaktoren für fortschrittliche Technologien, Material, Prüfung und Werkzeugbau, Sicherheit, wenig sichtbare Materialien und Innenausstattung

Um den Einfluss der Eingangsgrößen hinsichtlich ihrer Auswirkung auf die NRC zu verstehen hilft eine Sensitivitätsanalyse. Dazu wurden, hier vorwegnehmend und ausgehend vom Referenzflugzeug, die Eingangsparameter jeweils einzeln um $\pm 15\%$ verändert und die resultierende prozentuale Veränderung der NRC von ihrer Größe absteigend sortiert. Für nachfolgende Eingangsparametern sind nur absolute Veränderungen sinnvoll; die gewählten Variationen sind in den Klammern angegeben:

- Stückzahl für die Entwicklung (Referenz: 4, Variationen: 3 und 5)
- Produktionsrate (Referenz: 1, Variation: 2 und 3)
- Anzahl der Triebwerke (Referenz: 2, Variation: 1 und 3)
- Zeitraum der Entwicklungsphase in Jahren (Referenz: 5, Variation: 4 und 6)

Entsprechend Bild 6.10 folgt, dass in absteigender Reihenfolge den größten Einfluss die maximale Geschwindigkeit (max speed, $\pm 15\%$ NRC), der Anpassungsfaktor für Sicherheit (factor security, $\pm 13\%$ NRC), Änderungen am Strukturgewicht (airframe weight, $+10\% / -11\%$ NRC) und der Anpassungsfaktor für fortschrittliche Materialien (factor advanced materials, $\pm 9\%$ NRC) hat. Die Methode kann nicht leisten, den Entwicklungsaufwand für neuartige Systeme und Systemarchitektur zu ermitteln. Vielmehr werden über die o.g. hochaggregierten Eingangswerte, wie z.B. maximale Geschwindigkeit oder das Strukturgewicht, implizit auf die zu erwartende Komplexität des Flugzeugentwurfs geschlossen. Somit können spezifische Anforderungen aus der Entwicklung lastadaptiver Systeme nur begrenzt abgebildet werden. Vielmehr dient hier die Methode zu einer ersten Einordnung der Entwicklungskosten hauptsächlich für die Initialisierung der Gesamtkostenbilanz.

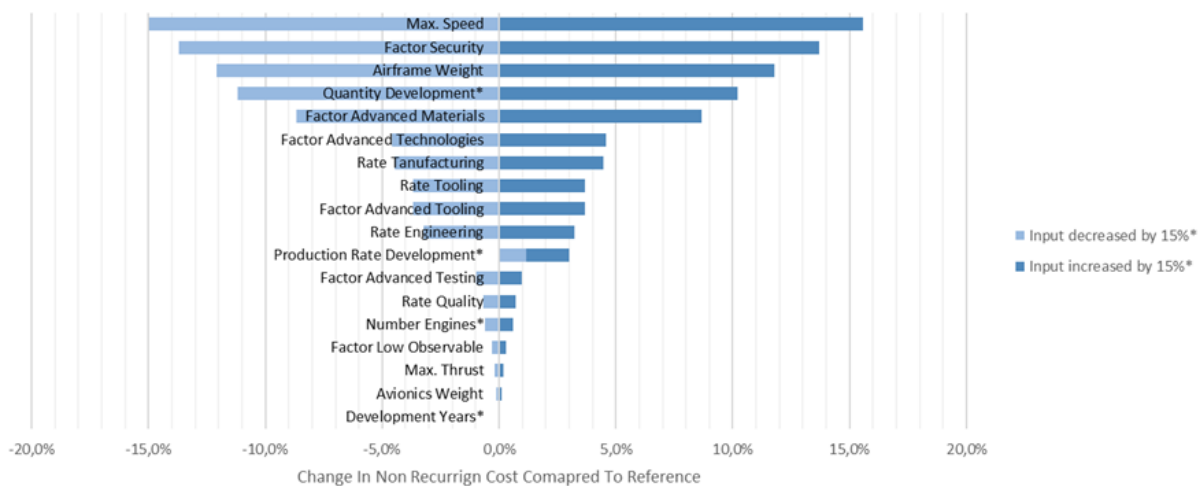


Bild 6.10: Tornadodiagramm für die Eingangsparameter der NRC Schätzung.

Wiederkehrende Kosten

- Produktionskosten
- Triebwerkskosten

a) **Produktionskosten** Die Produktionskosten treten stückzahlabhängig für jedes einzelne Produkt auf. Zur Schätzung der RC wird das parametrische Modell von Beltramo [112] genutzt. Es basiert auf der Analyse von Industriedaten von Flugzeugzulieferern, die Komponenten und Baugruppen herstellen. Mit dieser Methode ist es möglich, die RC in der Produktion für definierte Teilsysteme eines Flugzeugs zu berechnen. Die Kosten beziehen sich auf ein Flugzeug ohne Triebwerke. Die Methode kann sowohl für militärische als auch für zivile Programme verwendet werden. Bei dieser Methode wird das Flugzeug in die folgenden Teilsysteme unterteilt:

- Flügel
- Leitwerk
- Rumpf
- Fahrwerk (Struktur, Steuerung, Räder, Bremsen, Reifen)
- Triebwerksgondel, Antriebsperipherie, APU
- Flugsteuerung, Instrumente, Avionik
- Hydraulische, elektrische und pneumatische Systeme
- Klimatisierung
- Enteisung
- Mobiliar und Ausrüstung
- Beladung und Handhabung
- Endmontage und Auslieferung (Summe der vorherigen Werte $\cdot 0.25$)

Als Eingangswerte verwendet diese Methode das Gewicht w des Teilsystems i und dessen

Produktionsmenge q . Die für das Teilsystem i charakteristische Kostenfunktion bildet sich hinsichtlich der zu erwartenden Komplexität mit dem Exponenten b_i und der Mengeneffekte mit dem Exponenten c_i ab. Die Überführung in einen Kostenwert erfolgt mit der Multiplikation des für das Teilsystem i spezifischen Kostenkoeffizienten a_i :

$$c_i = a_i \cdot (w_i)^{b_i} \cdot (q_i)^{c_i} \quad (6.9)$$

a_i : Kostenkoeffizient des Teilsystems i

b_i : Komplexitätsexponent des Teilsystems i

c_i : Mengeneffekt des Teilsystems i

w_i : Masse des Teilsystems i

q_i : Menge der produzierten Teilsysteme i

Mit Hilfe einer Sensitivitätsanalyse sind die Auswirkungen veränderter Teilsysteme (Masse) auf die Produktionskosten untersucht worden; dazu wird vorwegnehmend auf das INTELWI-Referenzflugzeug Bezug genommen: Bild 6.11 zeigt dazu die prozentuale Veränderung der totalen Produktionskosten (x-Achse), wenn jeweils nur ein Teilsystem hinsichtlich seiner Masse (y-Achse) um $\pm 15\%$ variiert wird. Zu beachten ist, dass sich der Einfluss der Länge des Produktionsprogramms (*Production Years*) und der durchschnittlichen Stückzahl je Zeitperiode (*Average Production Rate*) entgegengesetzt zur jeweiligen Veränderung auswirkt. Das führt dazu, dass eine Verlängerung des Programms oder eine Erhöhung der Stückzahl je Zeitperiode um jeweils 15% in geringeren RC resultiert (jeweils -2.4% RC). Eine Verringerung dieser Parameter führt dagegen zu erhöhten RC (2.9%). Dieser Stückzahleffekt ist u.a. mit einer im Verlauf zunehmenden Produktionseffizienz (Lerneffekte \rightarrow verbesserte Prozesse) zu erklären. Weiterhin haben die anteilig großen Subsysteme einen hohen Einfluss auf die RC: Veränderungen des Eingangsparameters um $\pm 15\%$ resultieren beim Rumpf in RC Änderungen um $\pm 2.9\%$, beim Flügel in $\pm 2.1\%$, beim Furnishing in $\pm 1.8\%$ und bei der Avionik in $\pm 1.7\%$. Die Veränderung der weiteren Eingangsparameter führt zu einer RC Änderung von weniger als 1% .

b) Triebwerkskosten In Langhans [113] ist eine parametrische Gleichung zur Schätzung des Triebwerkspreises veröffentlicht. Sie wurde anhand veröffentlichter Listenpreise für Triebwerke mittels Regression ermittelt. Eingangsparameter ist hierfür das Trockengewicht des Triebwerks. Da mit dieser Methode Listenpreise ermittelt werden, wird zur Ermittlung des realen Verkaufspreises ein Discount angenommen und von dem Preis subtrahiert.

Zusammensetzung des Flugzeugpreis Begrifflich sind hier der Listenpreis, der Verkaufspreis und die Herstellkosten zu unterscheiden. Die Herstellkosten umfassen die Kosten, die der Hersteller aufwendet um ein Flugzeug zu produzieren. Der Listenpreis wird regelmäßig von den Herstellern veröffentlicht, entspricht aber nicht dem realen Verkaufspreis. Den Käufern werden in der Regel Abschläge (Discounts) gewährt, über deren Höhe unterschiedliche Schätzungen existieren. Es wird vereinfacht angenommen, dass sich der Verkaufspreis aus den Herstellkosten

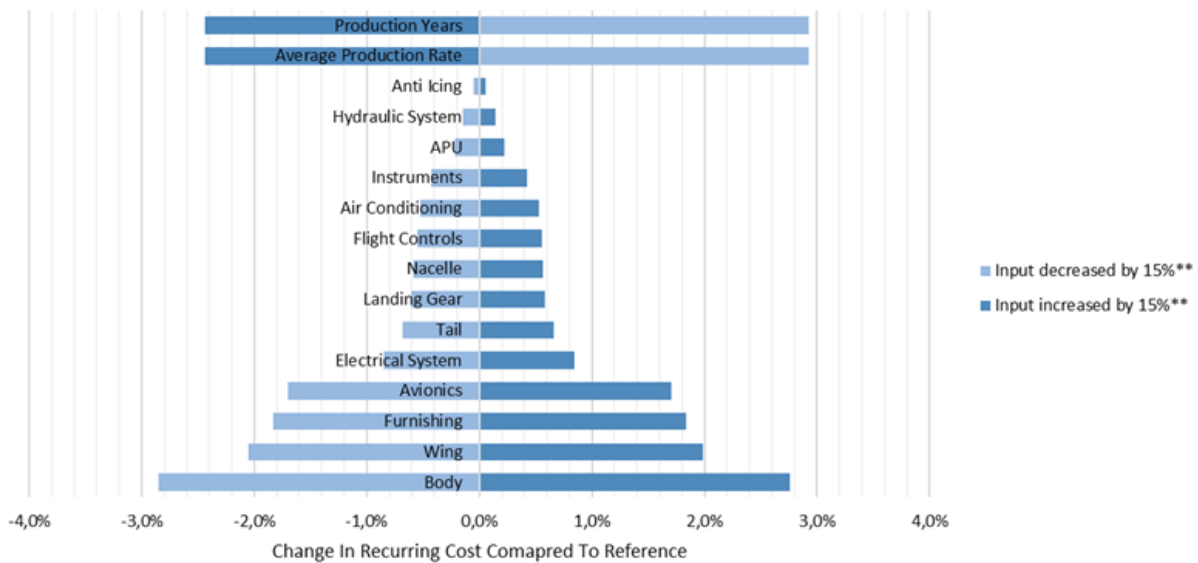


Bild 6.11: Auswirkung veränderter Systemparameter auf die Produktionskosten.

und einem Herstellerzuschlag ergibt und gleichzusetzen ist mit dem Listenpreis abzüglich des Discounts:

$$\text{Listenpreis} - \text{Discounts} = \text{Verkaufspreis} = \text{Herstellkosten} + \text{Zuschlag} \quad (6.10)$$

Die Herstellkosten sind die Summe aus NRC und RC. Die NRC werden wie zuvor beschrieben nach Burns geschätzt. Da dies die Kosten für ein gesamtes Flugzeugprogramm umfasst, müssen sie auf die Flugzeuge verteilt werden. Hierbei wird angenommen, dass die NRC gleichmäßig auf alle verkauften Flugzeuge des Programms distribuiert werden. Die RC werden wie in oben beschrieben pro Flugzeug approximiert und sind aufgrund von Lernkurveneffekten abhängig von der produzierten Stückzahl. Mit der Zeit wird ein Flugzeug in der Produktion günstiger. Es wird davon ausgegangen, dass der Verkaufspreis konstant bleibt und der Hersteller erst im Laufe des Programms kostendeckend bzw. mit Gewinnen produziert. Für die Berechnung des Verkaufspreises werden daher die durchschnittlichen RC genutzt. Für das Triebwerk wird ein Listenpreis berechnet. In der Simulation wird dieses als sog. Durchlaufposten in den RC mitgezogen. Das bedeutet, dass hiermit für den Hersteller weder Gewinn noch Verlust verbucht wird, sondern die Kosten für das Triebwerk als Einkommen wieder ausgeglichen sind. Damit ergibt sich folgende Gleichung für die Berechnung des Verkaufspreises (acquisition cost, ACQ):

$$ACQ = \left(\frac{NRC}{n_{AC}} + RC_{AC} \right) \cdot s_{man} + p_{eng} \cdot dis_{eng} \cdot n_{eng} \quad (6.11)$$

n_{AC} : Gesamtanzahl der produzierten Flugzeuge
 s_{man} : Herstellerzuschlag
 p_{eng} : Listenpreis pro Triebwerk
 dis_{eng} : Discount pro Triebwerk
 n_{eng} : Anzahl der Triebwerke

Eingangsparameter für die Herstellersimulation Dieses Kapitel erläutert die Eingangsparameter für die Herstellersimulationen. Dabei werden sowohl allgemeine Hinweise als auch projektspezifische Parameter berücksichtigt.

a) Flugzeugdaten

Die Herstellersimulation basiert auf parametrischen Methoden, bei denen die Flugzeugmasse bzw. die Masse seiner Teilsysteme zentraler Eingangsparameter sind. So sind für die Abschätzung der NRC das Gesamtstrukturgewicht des Flugzeugs und für die Abschätzung der RC die Gewichte bestimmter Subsysteme des Flugzeugs erforderlich. Die Gewichtsdaten stammen aus dem Gesamtentwurf und sind im CPACS-Format [114] hinterlegt.

b) Produktionsszenario

Zu den Eingangsparametern für das Produktionsszenario zählen Angaben zur produzierten Stückzahl für Entwicklungs- und Produktionsphase, Dauer der jeweiligen Phasen und Zuschlägen bzw. Discounts. Innerhalb der Kosten-Nutzen-Simulationen mit haben diese Parameter zudem Einfluss auf die Berechnung der Wirtschaftlichkeitskennwerte NPV und IRR.

Im Detail werden für die Abschätzung der NRC Angaben zur Anzahl der Flugzeuge in der Entwicklungsphase (quantity development), der Dauer des Entwicklungsprogramms (development years) und zur Produktionsrate benötigt. Bei der Wahl dieser Werte kann auf Erfahrungswerte oder Abschätzungen auf Basis öffentlich zugänglicher Informationen zurückgegriffen werden. Die RC Abschätzung basiert neben Gewichten auf Produktionsraten (production average rate yearly) und der Laufzeit des Programms (production years). Aufgrund von Lernkurveneffekten haben diese Werte erheblichen Einfluss auf die RC. Bei der Wahl eines geeigneten Szenarios kann auf Marktvorhersagen oder Interpolationen zurückgegriffen werden. Marktvorhersagen werden beispielsweise von den Herstellern selbst in regelmäßigen Abständen erstellt und online veröffentlicht. Alternativ kann auch eine Abschätzung anhand eigener Interpolationen erfolgen, für deren Grundlage sich reale Verkaufszahlen aus Datenbanken eignen.

Der Herstellerzuschlag bezeichnet einen prozentualen Wert, den der Hersteller auf die Produktionskosten aufschlägt um einen Verkaufspreis zu ermitteln. Dieser wird bei der späteren Analyse als eine Iterationsvariable für den Verkaufspreis verwendet, um unterschiedliche Verhandlungsergebnisse zwischen Flugzeughersteller und Flugzeugbetreiber zu untersuchen. Zur Initialisierung der Herstellerkosten-Rechnung werden jedoch herstellerseitige einmalige Aufschläge bzw. Abschläge berücksichtigt, die sich wiederum als Malus oder Discount beim Flugzeugkäufer in dessen Investition niederschlagen. In Tabelle 6.6 werden die hier verwendeten initialen Parameter für die Produktkostenrechnung zusammengefasst.

Parameter	Wert	Hinweis
Herstellerzuschlag	0.3	Parameter wird in den Simulationen variiert, da er ein hoher Einfluss auf die Rendite von Betreiber und Hersteller hat
Discount Triebwerk	0.2	Annahme auf Basis von Expertenschätzung.
Flugzeug in der Entwicklungsphase	4	Annahme auf Basis von Expertenschätzung.
Länge der Entwicklungsphase	5	Annahme auf Basis von Expertenschätzung.
Produktionsrate in der Entwicklungsphase	1	Annahme auf Basis von Expertenschätzung.
Durchschnittliche Produktionsrate in der Produktionsphase	75	Annahme, dass sich das prognostizierte Programm des intelWi-Flugzeugs dem des A350 ähnelt.
Länge der Produktionsphase	30	Parameter wird in den Simulationen variiert, da ein hoher Einfluss auf die absoluten Zahlen im Zusammenspiel mit \emptyset Produktionsrate möglich ist.

Tabelle 6.6: Primäre Eingangsparameter für das Produktionsszenario.

Sekundäre Eingangsparameter Neben den Massedaten und dem Produktionsszenario sind für die Berechnung der NRC noch weitere Eingangsparameter notwendig, wie beispielsweise die Lohn-Stundensätze oder Anpassungsfaktoren. Diese Anpassungsfaktoren bilden u.a. die Nutzung fortschrittlicher Technologien, Materialien, Testverfahren oder Tooling ab. Die wesentlichen sind in Tabelle 6.7. Weiterhin gibt es Anpassungsfaktoren für die Sicherheitsstufe des Programms und Nutzung von low observable Materialien. Für die Wahl der Anpassungsfaktoren gibt es Hilfestellungen und Empfehlungen in [111] und in [115].

Ebenfalls zur Berechnung der NRC nötig sind Stundensätze für bestimmte an der Entwicklung beteiligte Abteilungen. Dazu gehören Engineering, Manufacturing, Quality Control und Tooling. Auch hier werden in der Methode Hilfestellungen zur Wahl der Stundensätze angegeben. Vergleicht man diese unter Berücksichtigung der Inflation mit aktuell realen Stundensätzen ausgewählter Länder, fallen dennoch teils große Abweichungen auf. Um innerhalb der Methode konsistent zu bleiben werden daher die Stundensätze anhand der Empfehlungen in der Methode gewählt (vgl. Tabelle 6.8).

6 Anhang

Beurteilungsfaktor für	Wert	Hinweis
den Einsatz fortschrittlicher Technologie Militärflugzeuge: > 2	0.9	Verkehrsflugzeuge: 0.9
die Verwendung fortschrittlicher Materialien	1	Faktor 1.35 für ~ 30% fortschrittliche Materialien, Faktor 1.06 für 5% fortschrittliche Materialien.
Programmsicherheitsanforderungen	1	Verkehrsflugzeuge: 1 Programme mit speziellem Zugang: 1.2 – 1.4
den Werkzeugbau und die Herstellung fortgeschrittener Werkstoffe	1	Vgl. Faktor für fortschrittliche Materialien
die Verwendung von schwer erkennbaren Materialien	1	Für zivile Luftfahrt: 1

Tabelle 6.7: Anpassungsfaktoren für die Herstellersimulation.

Stundensatz für	Wert in 1993 US\$ (Methodenempfehlung)	Wert in 2022 US\$
Engineering	80 US\$	177.50 US\$
Tooling	70 US\$	155.32 US\$
Manufacturing	50 US\$	110.94 US\$
Quality	60 US\$	133.13 US\$

Tabelle 6.8: Stundensätze für verschiedene Gewerke (Daten aus der Methode).

Literatur

- [1] European Commission. *European Aeronautics: A Vision for 2020*. Luxembourg, Belgium: Office for Official Publications of the European Communities, 2001.
- [2] European Commission. *2008 Addendum to the Strategic Research Agenda*. Luxembourg, Belgium: Office for Official Publications of the European Communities, 2008.
- [3] European Commission. *Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation*. Luxembourg, Belgium: Office for Official Publications of the European Communities, 2011. URL: <https://ec.europa.eu/transport/sites/transport/files/modes/air/doc/flightpath2050.pdf>.
- [4] European Commission. *Sustainable and Smart Mobility Strategy*. Luxembourg, Belgium: Office for Official Publications of the European Communities, Dez. 2020. URL: https://ec.europa.eu/commission/presscorner/detail/en/fs_20_2350.
- [5] German Aerospace Center. *Towards zero-emission Aviation - How DLR's Aviation Research Strategy supports the European Green Deal 2050*. Cologne, Germany: German Aerospace Center (DLR), 2022. URL: <https://www.dlr.de/content/en/downloads/publications/brochures/2021/towards-zero-emission-aviation.html>.
- [6] P. D. Ciampa u. a. „A MBSE Approach to MDAO Systems for the Development of Complex Products“. In: *AIAA Aviation Forum*. Reno, Nevada: American Institute of Aeronautics und Astronautics, Juni 2020.
- [7] J. Bussemaker und P. D. Ciampa. *INTELWI Meilensteinreport, AP1100-DLR-01 Spezifikationen der Schnittstellen*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2021.
- [8] I. van Gent u. a. „CMDOWS: a proposed new standard to store and exchange MDO systems“. In: *CEAS Aeronautical Journal* 9.4 (2018), S. 607–627. URL: <http://link.springer.com/10.1007/s13272-018-0307-2>.
- [9] J. Bussemaker u. a. *INTELWI Meilensteinreport, AP1100-DLR-02 Initiale MBSE-Umgebung*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2021.
- [10] J. Bussemaker u. a. *INTELWI Meilensteinreport, AP1100-DLR-03 Verfeinerte MBSE-Umgebung*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2022.
- [11] J. Bussemaker und L. Boggero. *INTELWI Meilensteinreport, AP1100-DLR-04 Finale MBSE-Umgebung*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2023.
- [12] European Aviation Safety Agency. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25*. 2019.
- [13] S-18 Aircraft and Sys Dev and Safety Assessment Committee. *Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment*. 400 Commonwealth Drive, Warrendale, PA, United States.

- [14] S-18 Aircraft and Sys Dev and Safety Assessment Committee. *Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems*. 400 Commonwealth Drive, Warrendale, PA, United States.
- [15] M. D. Krengel und M. Hepperle. „Potential und Grenzen bei der Optimierung des Flügelgrundrisses mit und ohne Lastabminderung im Flugzeugkonzeptentwurf“. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2023, Stuttgart*. Hrsg. von e.V. DLR. DNB-Netzpublikation. Die Arbeiten sind zum Teil gefördert durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Klimaschutz (BMWK) als Teil des LuFo VI-1 Projektes INTELWI (Förderkennzeichen: 20A1903L). Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt - Lilienthal-Oberth e.V., Bonn, 2023, Okt. 2023. URL: <https://doi.org/10.25967/610118>.
- [16] S. Woehler u. a. „Preliminary aircraft design within a multidisciplinary and multifidelity design environment“. In: 3AF Association Aéronautique et Astronautique de France, 2020. URL: <https://elib.dlr.de/185515/>.
- [17] M. Alder u. a. „Recent advances in establishing a common language for aircraft design with CPACS“. In: *Aerospace Europe Conference 2020, Bordeaux, Frankreich*. 3AF Association Aéronautique et Astronautique de France, 2020. URL: <https://elib.dlr.de/134341/>.
- [18] M. Drela. „ASWING 5.99 Technical Description—Steady Formulation“. In: *Massachusetts Inst. of Technology, Cambridge, MA* (2015).
- [19] M. Drela. „ASWING 5.99 Technical Description—Unsteady Extension“. In: *Massachusetts Inst. of Technology, Cambridge, MA* (2015).
- [20] W. H. Mason. „Transonic Aerodynamics of airfoils and wings“. In: *Notes in Configuration Aerodynamics, Virginia Tech 4.4* (2006). URL: https://archive.aoe.vt.edu/mason/Mason_f/ConfigAero.html.
- [21] E. Obert. *Aerodynamic Design of Transport Aircraft*. Amsterdam: IOS Press BV, 2009.
- [22] E. Adler und J. R. Martins. „Aerostructural wing design optimization considering full mission analysis“. In: *AIAA SCITECH 2022 Forum*. 2022, S. 0382.
- [23] J. D. Anderson und M. L. Bowden. *Introduction to flight*. 2 Penn Plaza, New York, NY 10121: McGraw-Hill Education, 2005. 910 S.
- [24] L. R. Jenkinson u. a. *Civil jet aircraft design*. Arnold London, UK, 1999. 418 S.
- [25] FAA. *Code of Federal Regulations, Title 14 Part 25 (14 CFR 25) Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes 14CFR 25 - revised and re-issued annually*. Accessed: 2023-2-28. 1988.
- [26] H. Glauert. *Theoretical relationship for an airfoil with hinged flap*. *ARC Rep. u. ARC Rep. Mem.* 1095, 1927.
- [27] J. Xu und I. Kroo. „Aircraft design with active load alleviation and natural laminar flow“. In: *Journal of Aircraft* 51.5 (2014), S. 1532–1545.
- [28] R. Brockhaus u. a. *Flugregelung. 3rd*. Springer, 2013. 931 S.

- [29] M. D. Kregel und M. Hepperle. „Gust and Maneuver Load Alleviation in Conceptual Overall Aircraft Design“. In: *AIAA Aviation 2023 Forum*. The presented studies are partially funded by the Federal Ministry for Economic Affairs and Climate Action (BMWK) as part of the LuFo VI-1 project INTELWI (Üntersuchungen zu hochgestreckten, last geregelten, ultra-effizienten, intelligenten Flügeln ", funding reference: 20A1903L). Juni 2023. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2023-3369>.
- [30] D. Roylance. „Laminated composite plates“. In: *Massachusetts Institute of Technology Cambridge* (2000).
- [31] E. Torenbeek. *Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*. Springer Science & Business Media, 2013. 624 S.
- [32] P. Bekemeyer u. a. „Data-Driven Aerodynamic Modeling Using the DLR SMARTy Toolbox“. In: *AIAA AVIATION 2022 Forum*. AIAA 2022-3899. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2022-3899>.
- [33] J. H. Halton. „On the efficiency of certain quasi-random sequences of points in evaluating multi-dimensional integrals“. In: *Numerische Mathematik* 2.1 (1960), S. 84–90.
- [34] M. Alder u. a. „Recent Advances in Establishing a Common Language for Aircraft Design with CPACS“. In: *Aerospace Europe Conference*. 2020.
- [35] A. Page-Risueño u. a. „MDAx: Agile Generation of Collaborative MDAO Workflows for Complex Systems“. In: *AIAA AVIATION 2020 FORUM*. American Institute of Aeronautics und Astronautics, Juni 2020.
- [36] J. Bussemaker und P. D. Ciampa. *INTELWI Meilensteinreport, AP1200-DLR-03 MBSE-System, Erste Version*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2021.
- [37] J. Bussemaker und L. Boggero. *INTELWI Meilensteinreport, AP1200-DLR-04 MBSE-System, Zweite Version*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2022.
- [38] T. F. Wunderlich. „Multidisciplinary Optimization of Flexible Wings with Manoeuvre Load Reduction for Highly Efficient Long-Haul Airliners“. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2022*. Sep. 2022. URL: <https://doi.org/10.25967/570055>.
- [39] C. M. Liersch und M. Hepperle. „A distributed toolbox for multidisciplinary preliminary aircraft design“. In: *CEAS Aeronautical Journal* 2.1–4 (2011), S. 57–68. URL: <https://doi.org/10.1007/s13272-011-0024-6>.
- [40] B. M. Kulfan und J. E. Bussoletti. „Fundamental Parametric Geometry Representations for Aircraft Component Shapes“. In: *11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Portsmouth, Virginia, USA*. AIAA 2006-6948. 2006.
- [41] B. M. Kulfan. „Universal Parametric Geometry Representation Method“. In: *Journal of Aircraft* 45.1 (2008), S. 142–158.
- [42] T. F. Wunderlich. *VicToria - Beschreibung der Prozeßkette, Projektbericht Version 1.5*. Techn. Ber. EB 124-2020/908. Braunschweig: DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Apr. 2020. URL: <https://elib.dlr.de/135658/>.

- [43] L. A. Piegl und W. Tiller. *The NURBS Book*. Second Edition. Monographs in Visual Communication Series. Springer-Verlag GmbH, 1997.
- [44] T. F. Wunderlich und L. Reimer. „Integrated Process Chain for Aerostructural Wing Optimization and Application to an NLF Forward Swept Composite Wing“. In: *AeroStruct: Enable and Learn How to Integrate Flexibility in Design*. Hrsg. von R. Heinrich. Bd. 138. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM). Cham: Springer International Publishing, 2018, S. 3–33. URL: https://doi.org/10.1007/978-3-319-72020-3_1.
- [45] *Mesh Generation Software for CFD, Pointwise, Inc.* <http://www.pointwise.com/>. Accessed: 2021-02-26.
- [46] S. L. Karman und N. J. Wyman. „Automatic Unstructured Mesh Generation with Geometry Attribution“. In: *AIAA Scitech 2019 Forum*. eprint: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2019-1721>. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2019-1721>.
- [47] T. Streit und C. Hoffrogge. „DLR transonic inverse design code, extensions and modifications to increase versatility and robustness“. In: *The Aeronautical Journal* 121.1245 (2017), S. 1733–1757. URL: <https://doi.org/10.1017/aer.2017.101>.
- [48] DLR. *Untersuchungen zu hochgestreckten, last-geregelten, ultra-effizienten, intelligenten Flügeln–INTELWI-DLR, Zwischenbericht 2020*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2021.
- [49] C. Collier u. a. „An Approach to Preliminary Design and Analysis“. In: *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. eprint: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2007-2176>. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2007-2176>.
- [50] T. F. Wunderlich und F. Siebert. „Optimization of control surface deflections on the high aspect ratio wing to improve cruise flight performance“. In: *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XIV- Contributions to the 23rd STAB/DGLR Symposium Berlin*. Hrsg. von A. Dillmann u. a. Cham: Springer, Nov. 2022, S. 206–215. URL: <https://doi.org/10.1007/978-3-031-40482-5>.
- [51] N. E. Antoine und I. M. Kroo. „Aircraft Optimization for Minimal Environmental Impact“. In: *Journal of Aircraft* 41.4 (2004), S. 790–797. URL: <https://doi.org/10.2514/1.71>.
- [52] DLR. *Untersuchungen zu hochgestreckten, last-geregelten, ultra-effizienten, intelligenten Flügeln–INTELWI-DLR, Zwischenbericht 2021*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2022.
- [53] S. de Moor. „A350-900/-1000 fuel burn & operating performance“. In: *Aircraft Commerce* 121 (2018).
- [54] DLR. *Vorhabenbeschreibung–Untersuchungen zu hochgestreckten, last-geregelten, ultra-effizienten, intelligenten Flügeln–INTELWI-DLR*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2019.
- [55] J. Wild. „Umströmung unendlich schiebender Flügel und äquivalente 2D-Strömung“.

- [56] T. Gerhold. „Overview of the Hybrid RANS TAU-Code“. In: *MEGAFLOW - Numerical Flow Simulation for Aircraft Design*. Hrsg. von N. Kroll und J. K. Fassbender. Bd. 89. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2005, S. 81–92. URL: https://doi.org/10.1007/3-540-32382-1_5.
- [57] D. Schwamborn u. a. „The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry“. In: *European Conference on Computational Fluid Dynamics, ECCOMAS CFD 2006 Conference, Delft, The Netherlands*. 2006. URL: <https://elib.dlr.de/22421>.
- [58] R. B. Seidler u. a. „Efficient Prediction of Aerodynamic Control Surface Responses Using the Linear Frequency Domain“. In: *AIAA Journal* (2018). Hrsg. von Journal AIAA.
- [59] K. Govindan. *Ersatzmodelle für die Ermittlung von Querruder-Ausschlägen im "Low Speed" Bereich bei dem Querruder-Ausschnitt 2 mit den Hochauftriebskonfigurationen TO1+F und TO2*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2021.
- [60] K. Govindan. *Ersatzmodelle für die Ermittlung von Spoiler-Ausschlägen im "Low Speed" Bereich bei dem Spoiler-Ausschnitt 5 mit den Hochauftriebskonfigurationen TO1+F und TO2*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2021.
- [61] K. Govindan. *Ersatzmodelle für die Ermittlung von Spoiler-Ausschlägen im "Low Speed" Bereich bei dem Spoiler-Ausschnitt 5 mit den Hochauftriebskonfigurationen TO3 und FULL*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2021.
- [62] *TAU-Code User Guide*. 2018.1.0. DLR. 2018.
- [63] K. Govindan. *Droop-Nose + Hinterkantenklappen Ersatzmodell für Böenlastabminderungsstudien*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2022.
- [64] DLR. *Untersuchungen zu hochgestreckten, last-geregelten, ultra-effizienten, intelligenten Flügeln–INTELWI-DLR, Zwischenbericht 2022*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2023.
- [65] J. Nitzsche u. a. „The Effect of Shock Control Bumps on the Transonic Flutter and Buffeting Characteristics of a Typical Wing Section“. In: *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD)*. Juni 2022. URL: <https://elib.dlr.de/188433/>.
- [66] E. Paladini u. a. „Transonic buffet instability: From two-dimensional airfoils to three-dimensional swept wings“. In: *Phys. Rev. Fluids* 4.10 (2019), S. 103906. URL: <https://link.aps.org/doi/10.1103/PhysRevFluids.4.103906>.
- [67] F. Plante u. a. „Link between subsonic stall and transonic buffet on swept and unswept wings: from global stability analysis to nonlinear dynamics“. In: *Journal of Fluid Mechanics* 908 (2021), A16.
- [68] HyperSizerHelp. *HyperSizer Documentation*. Newport News: Collier Research Corporation, 2020.
- [69] T. F. Wunderlich u. a. „Global Aero-Structural Design Optimization of More Flexible Wings for Commercial Aircraft“. In: *AIAA Aviation Forum 2020*. Juni 2020. eprint: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2020-3170>. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2020-3170>.

- [70] A. Deblois und M. Abdo. „Multi-Fidelity Multidisciplinary Design Optimization of Metallic and Composite Regional and Business Jets“. In: *Multidisciplinary Analysis Optimization Conferences*. American Institute of Aeronautics und Astronautics, Sep. 2010. URL: <http://dx.doi.org/10.2514/6.2010-9191>.
- [71] S. Lübke. *INTELWI Meilensteinreport, AP2310-DLR-03 Masse, Abmessungen, finale Systemarchitektur (Lastminderung)*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2024.
- [72] S. Schulz und D. Ossmann. „Estimation of Global Structural Aircraft Loads Due to Atmospheric Disturbances for Structural Fatigue Estimation“. In: *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2022)*. Madrid, Spain, Juni 2022. URL: <https://elib.dlr.de/187735/>.
- [73] „A Variable, Fully Flexible Dynamic Response Tool for Special Investigations (Var-Loads)“. In: Hrsg. von J. Hofstee u. a. 2003. URL: <https://elib.dlr.de/12206/>.
- [74] M. Moix-Bonet. *INTELWI Meilensteinreport, AP2320-DLR-02 Hybrides Überwachungssystem*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2023.
- [75] A.-K. Koschlik. *INTELWI Meilensteinreport, AP2320-DLR-03 Konzept Zustandsüberwachung*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2023.
- [76] C. Wallace und N. Fezans. „Lidar-based Gust Load Alleviation - Increasing the Load Reduction Potential Through a Two-Degree-of-Freedom Controller Architecture (working title)“. In: *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2024)*. The Hague, The Netherlands, Juni 2024.
- [77] C. Wallace u. a. „Evaluation Environment for Cascaded and Partly Decentralized Multi-Rate Load Alleviation Controllers“. In: *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2022)*. Stockholm, Sweden, Sep. 2022.
- [78] N. Fezans u. a. „Lidar-based Gust Load Alleviation - Results Obtained on the Clean Sky 2 Load Alleviation Benchmark“. In: *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2022)*. Madrid, Spain, Juni 2022.
- [79] C. Wallace und N. Fezans. „Lidar-based Gust Load Alleviation - Results Obtained on a Long Range Aircraft Configuration“. In: *Aerospace Europe Conference (EUCASS-CEAS 2023)*. Lausanne, Switzerland, Juli 2023.
- [80] G. Weber u. a. „Decentralized Load Alleviation System“. In: *SEE MEA (More Electric Aircraft) 2021*. Okt. 2021. URL: <https://elib.dlr.de/146762/>.
- [81] G. A. Wilke. „Variable-Fidelity Methodology for the Aerodynamic Optimization of Helicopter Rotors“. In: *AIAA Journal* 57.8 (2019), S. 3145–3158. eprint: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/1.J056486>. URL: <https://doi.org/10.2514/1.J056486>.
- [82] D. R. Jones u. a. „Efficient Global Optimization of Expensive Black-Box Functions“. In: *Journal of Global Optimization* 13.4 (1998), S. 455–492. URL: <https://doi.org/10.1023/A:1008306431147>.
- [83] C. S. Collier u. a. „Design Optimization Using HyperSizer“. In: 1998. URL: <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:110317009>.

- [84] J. W. Rustenburg u. a. *Statistical Loads Data for the Airbus A-320 Aircraft in Commercial Operations*. Techn. Ber. Dayton University, Structural Integrity Division, USA, 2002.
- [85] S. Schulz u. a. „Aircraft Mission Simulation Framework for Loads Analysis“. In: *AIAA Scitech 2020 Forum*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1062020.
- [86] T. Kier und G. Looye. „Unifying Manoeuvre and Gust Loads Analysis Models“. In: *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) 2009*. 2009.
- [87] European Union Aviation Safety Agency. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes: CS-25*. 2020.
- [88] C. Amzallag u. a. „Standardization of the rainflow counting method for fatigue analysis“. In: *Fatigue* 1994.16 (1994), S. 287–293.
- [89] R. M. Bogenfeld u. a. „An analytical damage tolerance method accounting for delamination in compression-loaded composites“. In: *Engineering Failure Analysis* 118 (2020).
- [90] M. Moix-Bonet und S. Freund. *INTELWI Meilensteinreport, AP3300-DLR-03 Nachweis des Konzepts auf Elementebene*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2023.
- [91] H. Meyer. „Meyer - Digitaler Zwilling“. In: (2020).
- [92] E. Arts u. a. *Digital Twin for Research Aircraft*. 2023.
- [93] A. A. Kamtsiuris u. a. „A Health Index Framework for Condition Monitoring and Health Prediction“. In: *Proceedings of the 7th European Conference of the Prognostics and Health Management Society 2022*. Turin, Italy, Juli 2022.
- [94] T. Pfeiffer u. a. „ERGEBNISSE DES FLUGZEUGVORENTWURFSPROJEKTS “FRE-ACS” (FUTURE ENHANCED AIRCRAFT CONFIGURATIONS)“. In: *DLRK*. Sep. 2017. URL: <https://elib.dlr.de/114074/>.
- [95] M. Alder u. a. „Recent Advances in Establishing a Common Language for Aircraft Design with CPACS“. In: *Aerospace Europe Conference 2020*. 2020. URL: <https://elib.dlr.de/134341/>.
- [96] S. Freund u. a. „Parametric Model Generation and Sizing of Lightweight Structures for a Multidisciplinary Design Process“. In: *NAFEMS Konferenz: "Berechnung und Simulation - Anwendungen, Entwicklungen, Trends*. Mai 2014. URL: <https://elib.dlr.de/89992/>.
- [97] F. J. Natterer. *MDORMEC - Contribution from FA to the DLR-MDOrmec project*. Techn. Ber. Aug. 2010. URL: <https://elib.dlr.de/68383/>.
- [98] M. D. Kregel und M. Hepperle. „Einfluss von Lastabminderung im Flugzeugkonzeptentwurf - Auswirkung auf die Treibstoffeffizienz und Flügelmasse bei unterschiedlichen Flügelgeometrien“. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2021*. Hrsg. von e.V. DLR. DNB-Netzpublikation. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt - Lilienthal-Oberth e.V., Sep. 2021. URL: <https://doi.org/10.25967/550208>.

- [99] M. D. Krengel und M. Hepperle. „Effects of Wing Elasticity and Basic Load Alleviation on Conceptual Aircraft Designs“. In: *AIAA SCITECH 2022 Forum*. Jan. 2022, S. 126–142. URL: <https://elib.dlr.de/148141/>.
- [100] M. D. Krengel und M. Hepperle. „Gust and Maneuver Load Alleviation in Conceptual Aircraft Design“. In: *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XIV*. Hrsg. von Andreas Dillmann u. a. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. Die Arbeiten sind zum Teil gefördert durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Klimaschutz (BMWK) als Teil des LuFo VI-1 Projektes INTELWI (Förderkennzeichen: 20A1903L). Springer Cham, Sep. 2023, S. 186–195. URL: <https://doi.org/10.1007/978-3-031-40482-5>.
- [101] M. D. Krengel. „Fuel Burn Efficiency Potential of Load Alleviation and Wing Planform Optimization in Conceptual Overall Aircraft Design“. In: *The 9th European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS)*. The presented studies are partially funded by the Federal Ministry for Economic Affairs and Climate Action (BMWK) as part of the LuFo VI-1 project INTELWI (Untersuchungen zu hochgestreckten, last geregelten, ultra-effizienten, intelligenten Flügeln ", funding reference: 20A1903L). Juni 2024.
- [102] M. D. Krengel. „Load Alleviation and Wing Planform Optimization for Fuel Efficient Conceptual Aircraft Design“. eingereicht, in Begutachtung. Diss. Technische Universität Braunschweig, 2024.
- [103] Kolja Michel u. a. „Decentralized Control of Ailerons for Gust Load Alleviation“. In: *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD)*. The Hague, The Netherlands, Juni 2024.
- [104] N.N. *PETROLEUM & OTHER LIQUIDS*. 2023. URL: https://www.eia.gov/dnav/pet/hist/epjk_pf4_rgc_dpgD.htm.
- [105] N.N. *Adjusted unit rates applicable to December 2019 flights*. 2020. URL: <https://www.eurocontrol.int/sites/default/files/2019-12/ur-2019-12.pdf>.
- [106] J. Thorbeck. *Flugzeugbewertungen in einer Luftverkehrsgesellschaft*. 1998.
- [107] J. Sorensen. *2022 CarTrawler Yearbook of Ancillary Revenue*. 2022. URL: <https://ideaworkscompany.com/wp-content/uploads/2022/09/2022-Ancillary-Revenue-Yearbook-1.1.pdf>.
- [108] S. Ackert. *Aircraft Maintenance Handbook For Financiers*. 2018. URL: http://www.aircraftmonitor.com/uploads/1/5/9/9/15993320/aircraft_mx_handbook_for_financiers_v1.pdf.
- [109] N.N. *UK Aerospace Maintenance, Repair, Overhaul & Logistics Industry Analysis*. 2016. URL: <https://assets.publishing.service.gov.uk/media/5a75b99fed915d506ee8105a/bis-16-132-uk-mrol-analysis.pdf>.
- [110] R. Saltoglu u. a. „Aircraft Scheduled Airframe Maintenance and Downtime Integrated Cost Model“. In: *Advances in Operations Research 2016* (Jan. 2016), S. 1–12.

-
- [111] J. W. Burns. „Aircraft Cost Estimation Methodology and Value of a Pound Derivation for Preliminary Design Development Applications“. In: *53rd Annual Conference, Long Beach, California, May 23-25*. L. R. "Mike" Hackney Award. Society of Allied Weight Engineers, Inc. Long Beach, California: Society of Allied Weight Engineers, Inc., Mai 1994, S. 44. URL: <https://www.sawe.org/papers/2228/buy>.
- [112] M. N. Beltramo. *Parametric Study of Transport Aircraft Systems Cost and Weight*. NASA contractor report. Science Applications Incorporated, 1977. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19770019162>.
- [113] S. Langhans. „A systems engineering approach for economic assessment of air transportation concepts“. Diss. Jan. 2013, S. 1–308.
- [114] M. Alder. *CPACS Documentation*. 2023. URL: <https://dlr-sl.github.io/cpacs-website/pages/documentation.html>.
- [115] A. A. Pohya. *LYFE Documentation*. 2023. URL: <https://lyfe.pages.gitlab.dlr.de/airlyfe/index.html>.

DLR-IB-AS-BS-2024-161

**Untersuchungen zu hochgestreckten, last-geregelten,
ultra-effizienten, intelligenten Flügeln
INTELWI-DLR**

Schlussbericht

Wunderlich, Tobias Franziskus et al.

Verteiler:

Institutsbibliothek AS	1 Exemplar
Verfasser/Co-Autoren	5 Exemplare
Institutsleitung	1 Exemplar
Abteilungsleiter	1 Exemplar
Deutsche Bibliothek in Frankfurt/Main	2 Exemplare
Niedersächsische Landesbibliothek Hannover	1 Exemplar
Techn. Informationsbibliothek Hannover	1 Exemplar
Zentralbibliothek BS	1 Exemplare
Zentralarchiv GÖ	1 Exemplar